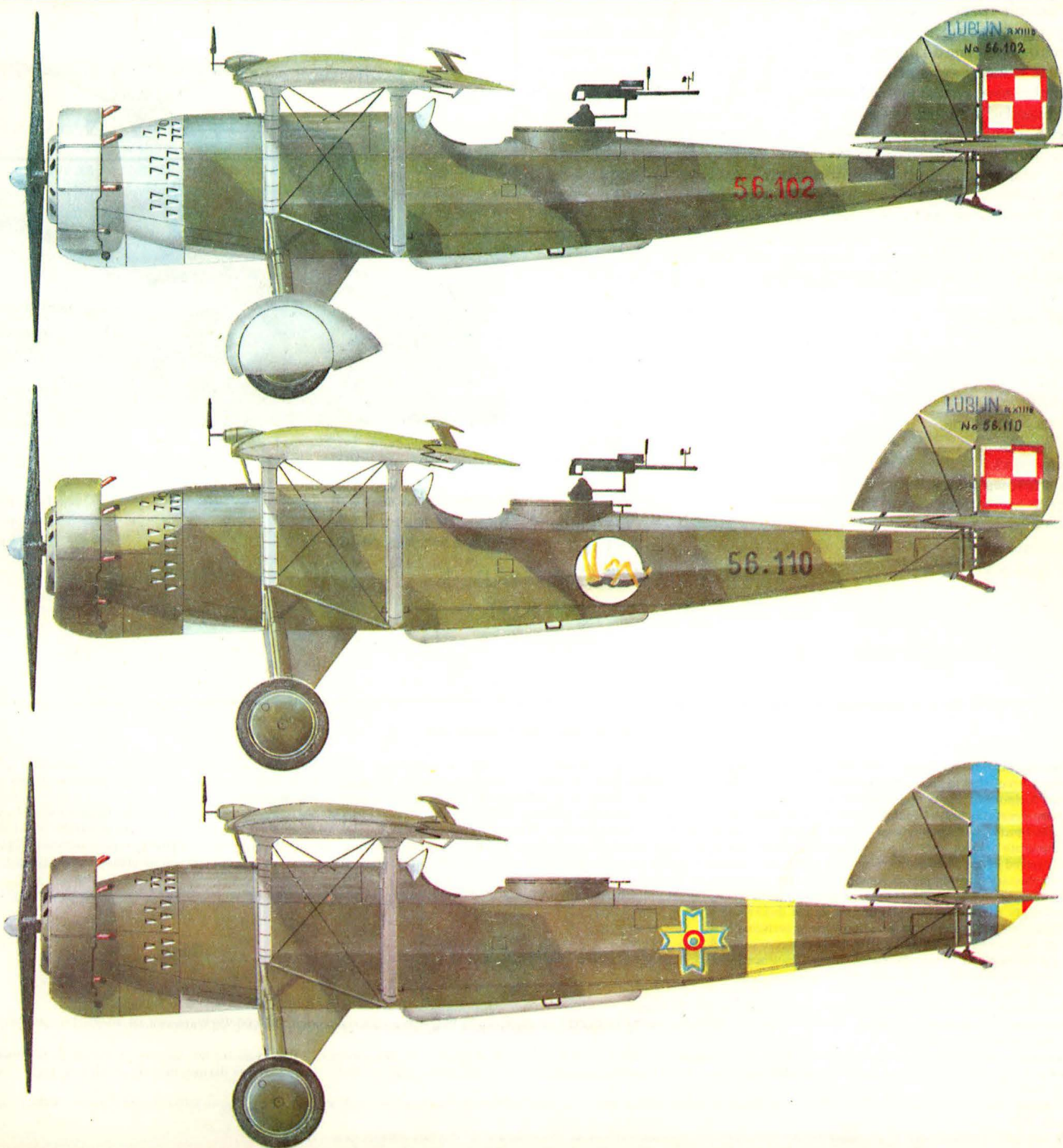


TECHNIKA

7'89

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



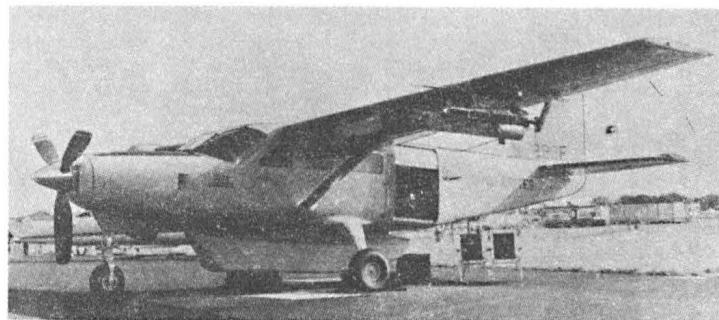
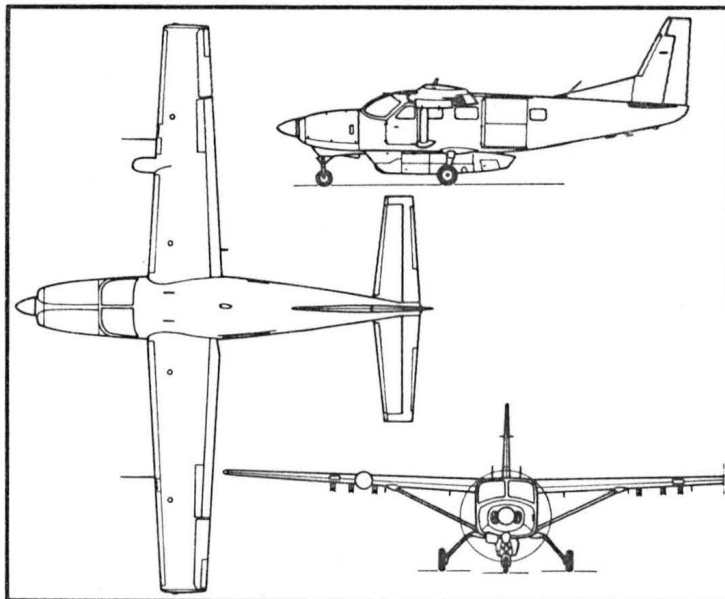
Cessna U-27A ● USA ●

Turbośmigłowy wojskowy samolot wielozadaniowy

Firma Cessna zbudowała wojskową wersję znanego turbośmigłowego samolotu Caravan I, która jest przeznaczona do zadań rozpoznawczych oraz misji specjalnych, jak przewóz 14 pasażerów lub 12 spadochroniarzy, przewóz 4 pacjentów na noszach. Nowy samolot, U-27A, odznacza się właściwościami krótkiego startu i lądowania oraz dużą statecznością przy małych prędkościach lotu, dzięki czemu nadaje się do zadań wykonywanych normalnie przez śmigłowce. Podstawowe wyposażenie rozpoznawcze samolotu mieści się w pojemniku podwieszonym pod kadłubem. W jego skład wchodzi: trzy kamery (filmowe lub elektrooptyczne do pracy w dzień i w nocy, których położenie można zmieniać w locie), rejestratory obrazów, procesor video do opracowywania obrazów, system przekazywania danych. Wyposażenie to pozwala na przegląd i analizę obrazów na pokładzie samolotu zaraz po ich zarejestrowaniu i przekazanie wybranych informacji na ziemię. Pojemnik ma długość 4,39 m, masę od 454 do 567 kg i współczynnik obciążenia 9. Pod płatem samolotu zamontowano 6 uchwyty do podwieszeń, a w kadłubie – działko strzelające przez odsuwane do góry żaluzjowe drzwi. Trójkołowe podwozie może być zastąpione przez pływaki lub pływako-koła. Samolot jest napędzany silnikiem Pratt and Whitney Canada PTGA-114 o mocy startowej 448 kW (610 KM) i mocy wojskowej 504 kW (685 KM). Zapas paliwa wynosi 1257 l.

Dane techniczne

Rozpiętość	15,87 m
Długość	11,45 m
Wysokość	4,52 m
Powierzchnia nośna	25,96 m ²
Masa własna	1752 kg
Udźwig maks.	1893 kg
Masa startowa maks.	3629 kg
Prędkość przelotowa maks.	340 km/h
Prędkość przeciągnięcia	113 km/h
Wznoszenie n.p.m.	5,33 m/s
Pałap praktyczny	7770 m



Fot. A. Glass

Długość startu na 15 m
Długość lądowania z 15 m
Zasięg z rezerwą paliwa

674 m
504 m
2010 km

W.K.

WARUNKI PRENUMERATY

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

Prenumeratory indywidualni – osoby fizyczne zamawiają prenumeratę dokonując wpłaty w UPT lub NBP na blankiecie NBP. Na odwrocie wszystkich odcinków blankietu należy wpisać tytuł czasopisma, okres prenumeraty, liczbę zamawianych egzemplarzy oraz wartość wpłaty. Wpłacać należy na konto: Państwowy Bank Kredytowy III/O Warszawa nr 370015-7490-139-11.

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

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

Wpłaty na prenumeratę są przyjmowane w terminach:

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

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

Informacji o prenumeracie udziela – Zakład Kolportażu Wydawnictwa NOTSIGMA (ul. Bartycka 20, 00-716 Warszawa) skr. poczt. 1004, 00-950 Warszawa, tel. 40-00-21 w. 248, 249, 293, 297, 299 lub 40-30-86 i 40-35-89.

Egzemplarze archiwalne czasopism – można nabywać za gotówkę w Klubie Prasy Technicznej, Warszawa, ul. Mazowiecka 12 (tel. 26-80-16) lub zamówić pisemnie. Zamówienia na egzemplarze archiwalne czasopism przyjmuje: Zakład Kolportażu, Dział Handlowy, 00-950 Warszawa, skr. poczt. 1004 (tel. 40-37-31), na rachunek dla instytucji lub za zaliczeniem pocztowym dla osób fizycznych.

Wstępna cena prenumeraty TLiA na 1990 r. – kwartalna normalna 2400 zł, kwartalna ulgowa 480 zł, półroczna normalna 4800 zł, półroczna ulgowa 960 zł, roczna normalna 9600 zł, roczna ulgowa 1920 zł.

W przypadku zmiany cen w okresie objętym prenumeratą, prenumeratorzy są zobowiązani do dopłaty różnicy cen.



XLIV LIPIEC 1989

Kryzysowe dziesięciolecie lotnictwa lekkiego

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Stany Zjednoczone są największym w świecie producentem samolotów lekkich, więc wahania amerykańskiej produkcji tych samolotów mogą służyć za barometr sytuacji na rynku. W USA sprzedaż pralek, lodówek, samochodów i samolotów lekkich jest wskaźnikiem sytuacji ekonomicznej społeczeństwa.

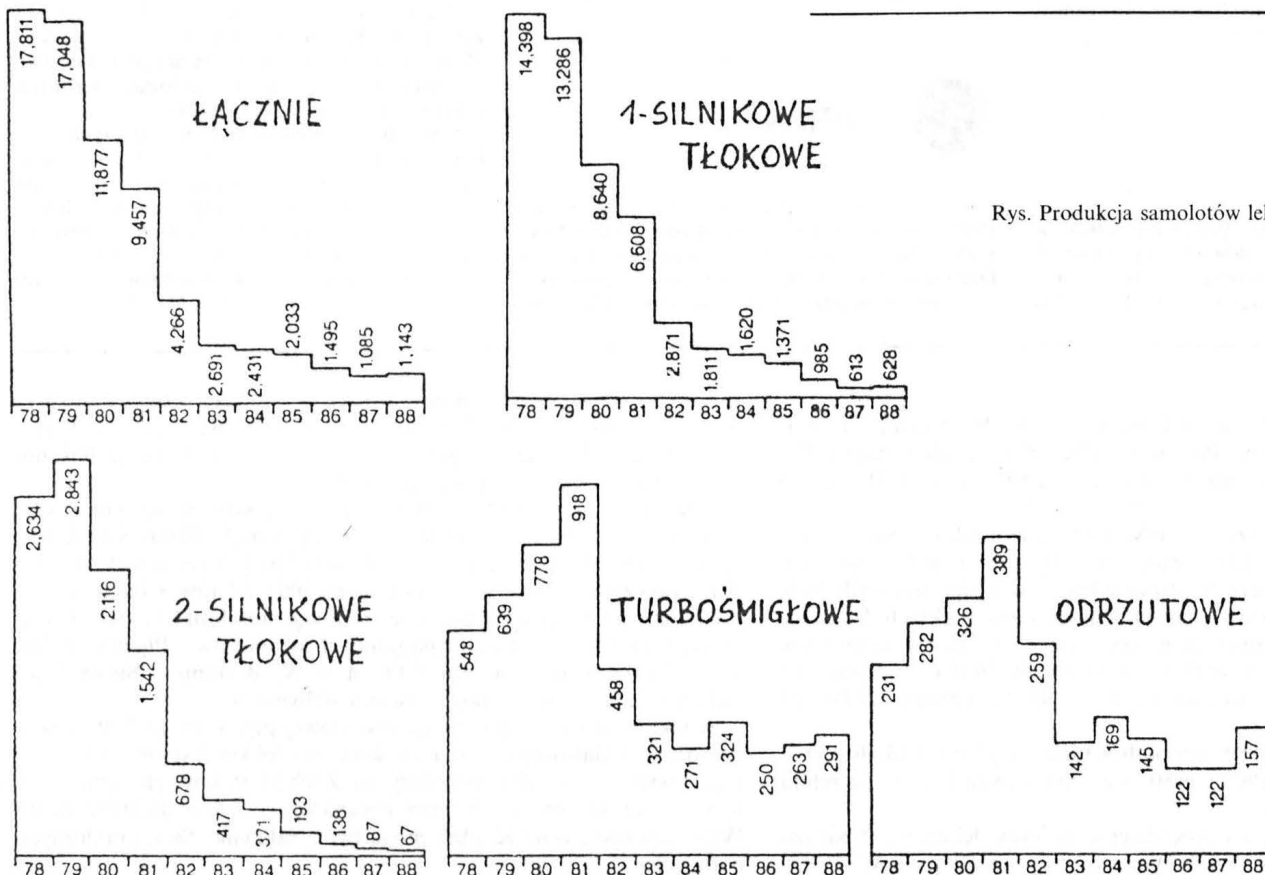
W latach 1978 ÷ 1979 produkcja i sprzedaż samolotów lekkich w USA wyniosła ponad 17 000 egz., w 1982 r. już tylko ponad 4000 egz., zaś w 1987 r. nieznacznie ponad 1000 egz. Oznacza to spadek produkcji do 6% stanu sprzed dziesięciu lat.

Jakie są przyczyny tak dużego spadku produkcji? Produkcja z 1978 r. była szczytowa. Możliwe, że osiągnięto ją dzięki łatwym kredytom, czyli mogła być nieco większa od rzeczywistych możliwości nabywców, lecz najwyżej w granicach 20% sprzedaży. Może część użytkowników samolotów nie zdawała sobie sprawy z tego, że od momentu wzrostu ceny paliwa w latach siedemdziesiątych – koszty eksploatacji są aż tak duże, lecz ten błąd mogło popełnić kilkanaście procent nabywców. Więcej było tych, którzy liczyli na wzrost zarobków, lecz ich realna

wartość zmalała. I ci zapewne odsprzedali zakupione samoloty. Dlatego główną przyczyną spadku produkcji samolotów lekkich był kryzys ekonomiczny lat 1980 ÷ 1982, który dotknął nie tylko obywateli amerykańskich, lecz również większość krajów na świecie.

Amerykańskie Stowarzyszenie Wytwórców Samolotów Lekkich GAMA (General Aviation Manufacturers Association) w sprawozdaniu za 1988 r. i jedenastoletnie 1978 ÷ 1988 wykazuje, że zmniejszyła się głównie produkcja samolotów tłokowych. Produkcja jednosilnikowych samolotów tłokowych zmniejszyła się z 14 398 w 1978 r. do 613 w 1987 r. (czyli do 4%), a dwusilnikowych z 2843 w 1979 r. do 67 w 1988 r. (czyli do 2,3%), natomiast turbośmigłowych z 918 w 1981 r. do 250 w 1986 r. (tylko do 27%), a odrzutowych z 389 w 1981 r. do 122 w 1987 r. (do 31%). Spadek produkcji samolotów turbośmigłowych i odrzutowych był mniejszy, gdyż są to samoloty dyspozycyjne, kupowane przez duże przedsiębiorstwa.

Gwałtowny spadek sprzedaży samolotów tłokowych doprowadził do zawieszenia ich produkcji przez dwóch głównych wytwórców: firmy



Rys. Produkcja samolotów lekkich USA 1978-1988

cd. na str. 2



ARGENTYNA

• Rząd próbował ratować trudną sytuację narodowego przewoźnika, **Aerolineas Argentinas**, **odprzedając 40% jego kapitału skandynawskim liniom Scandinavian Airlines System (SAS)**. Projekt został skrytykowany przez opozycję (peroniści), która uchwaliła blokowanie w parlamencie jego realizacji (A. et C. 1217/1218)



BUŁGARIA

• Jak poinformowano w Sofii, z powodu redukcji budżetu wojskowego o 12%, z sił powietrznych ma być wycofane **20 samolotów** (A. et C. 1223)



CHINY

• 17 listopada 1988 r. w Pekinie podpisano wstępną umowę między **CATIC** i francuską firmą **Microjet** o ewentualnej licencyjnej produkcji w **ChRL** odrzutowego samolotu szkolno-treningowego **Microjet 200B** (A. et C. 1219)

• Podczas wizyty w Pekinie premier Indii **Rajiv Gandhi** podpisał z chińskim premierem **Li Pengiem** umowę o **bezpośredniej komunikacji lotnicznej** między **Pekinem** i **New Delhi**. (A. et C. 1219)



CZECHOSŁOWACJA

• Jak poinformowały władze państwowe, z powodu redukcji wydatków na siły zbrojne o 15% w latach 1989 ÷ 1990 ma być wycofanych ze służby **51 samolotów bojowych** (Rude Pravo)



DANIA

• Rząd przewiduje **prywatyzację duńskiego udziału (28,6%)** międzynarodowych linii lotniczych **Scandinavian Airlines System (SAS)**, jak również portu lotniczego **Kopenhagi**. (A. et C. 1217/1218)



EGIPT

• Armia powietrzna zdecydowała się na **zakup 50 argentyńskich samolotów szturmowych (COIN) ENEAR Pucara**. (A. et C. 1221)



FRANCJA

• Związani z przemysłem lotniczym ministrowie państw uczestniczących w programie Airbus Industrie postulowali **zwiększenie tempa produkcji samolotów A.320** do 10,5 miesięcznie. (A. et C. 1217/1218)

• **Porty lotnicze Paryża** w 1988 r. odprawiły **40 mln pasażerów** – zanotowano **rekordowy wzrost** ich liczby (o 10%) w porównaniu z poprzednim rokiem. Na 1993 r. przewiduje się obsłużenie 50 mln pasażerów. (A. et C. 1217/1218 i 1221)

• W wyniku badań przeprowadzonych z inicjatywą **Air France** ustalono m.in., że statystycznie co drugi Francuz korzysta z transportu lotniczego raz w życiu. Inaczej – 85% Francuzów nigdy nie podróżuje samolotami (A. et C. 1219)

• 29 grudnia 1988 r. francuski pilot instruktor **Richard Fenwick** (prezydent Aero-Club de France) ustanowił **śmigłowiec rekord świata wysokości** w kategorii śmigłowców o masie do 500 kg (E1a), osiągając wysokość **5036 m n.p.m.** w przelocie nad szczytem **Mount Blanc**. Wyczynu dokonał na śmigłowcu **Robinson R22 Beta** (USA). Poprzedni rekord w tej kategorii ustanowiono dokładnie 35 lat temu – 29 grudnia 1953 r. – na francuskim śmigłowcu **SO 1221 Djinn** z napędem turbinowych (4789 m). (A. et C. 1221)

• **Rajd Paryż-Dakar** w najnowszej edycji był obsługiwany przez 32 samoloty i 7 śmigłowców, w tym pomoc medyczną zapewniały 2 śmigłowce **Bell 206** oraz samolot **Gulfstream I** i **Falcon 10**. (A. et C. 1220)



JAPONIA

• Pomimo ostatecznego ustalenia (umowa z maja 1988 r.), że japoński **myśliwiec przyszłości FSX** będzie rozwinięciem amerykańskiego **General Dynamics F-16 Fighting Falcon**, **rozbieżności** w tej sprawie między **Tokio** i **Nowym Jorkiem** nie

zmniejszyły się (Japonia miała rozwinąć samolot samodzielnie, czemu przeciwstawiły się Stany Zjednoczone). Rozbieżności te widoczne są obecnie między przedstawicielami przemysłu lotniczego obu krajów. Mówiono nawet o możliwości komplikacji stosunków między USA i Japonią. (A. et C. 1219)

• **Przemysł lotniczo-kosmiczny** osiągnął w roku finansowym 1988 obroty wartości 1,72 mld dol., tj. o 4% więcej niż w roku poprzednim. (A. et C. 1220)



SZWECJA

• Oporając się na zamówieniach szwajcarskich linii lotniczych **Crossair**, **Saab Scania** postanowiła realizować **program nowego samolotu komunikacji lokalnej Saab 2000**. Będzie to rozwinięcie samolotu **Saab 340** o przedłużonym kadłubie (pojemność wzrosła do 50 miejsc); turbinowe silniki mają napędzać sześciopłatowe śmigła niskooobrotowe o postępującym skosie (A. et C. 1217/1218)



ZSRR

• Po krążownikach lotniskowych „Kijew”, „Minsk” i „Noworossijsk”, na Morzu Śródziemnym pojawił się czwarty okręt z tej serii – „Baku”. Jest on bazą dla 13 samolotów pionowego startu i lądowania **Jak-36** i **15 śmigłowców**. (TASS)

OGÓLNE

• 1988 r. był **rekordowy** pod względem liczby zamówionych cywilnych samolotów transportowych z napędem odrzutowym. W zakładach **Boeing**, **Airbus Industrie**, **McDonnell Douglas**, **British Aerospace** i **Fokker** w 1988 r. zamówiono ogółem 1001 samolotów, których dostawy będą realizowane w ciągu najbliższych 4÷5 lat. Najwięcej zamówień zebrał **Boeing** (636 samolotów wartości 30 mld dol.), następnie **Airbus Industrie** (173 samoloty), **McDonnell Douglas** (124), **British Aerospace** (36) i **Fokker** (32). (A. et C. 1219)

• Wg **ICAO**, przewozy linii lotniczych 160 krajów świata wzrosły w 1988 r. o 7% w porównaniu z 1987 r., przy tym liczba przewiezionych pasażerów wzrosła o 4%, a liczba wykonanych pasażerokilometrów – o 7%. Współczynnik wypełnienia miejsc wyniósł 68% i wzrósł o 1%. Przewozy towarów wzrosły o 10% (wykonano 53 mld tonokilometrów), zaś przewozy poczty – o 3%. (A. et C. 1219)

cd. ze str. 1

Cessna i Piper. Na rynku w tej kategorii pozostały: **Beech** (w 1988 r. zbudował 180 samolotów **Bonanza** i 222 dwusilnikowe **Baron** 58), **Mooney** (142 samoloty jednosilnikowe w 1988 r.) oraz **Maule** (55 samolotów).

Produkcję wznowił **Piper** (160 PA-28 i 53 dwusilnikowe **Seneca III**). Na 1989 r. Piper otrzymał zamówienia na 500 samolotów **PA-28-Cadet**. Samoloty turbośmigłowe i odrzutowe (448 szt.) w 1988 r. stanowiły 39% produkcji, lecz aż 96% wartości produkcji samolotów lekkich. Najdroższe z nich, samoloty **Gulfstream**, stanowiące 5% liczby samolotów dyspozycyjnych, osiągnęły 40% ich wartości. W 1988 r. sprzedano 62 samoloty dyspozycyjne **Cessna Citation**, 49 **Gulfstream G-IV**, 23 **Learjet** i 21 **Beechjet**.

Ze zbudowanych w 1988 r. samolotów turbośmigłowych około 150 to **Beech King Air** i **Beech 1900**, zaś 80 – **Cessna Caravan I**, a 29 – **Fairchild Metro III**.

Od 1983 r. amerykańska produkcja samolotów lekkich jest bardzo mała (spadek z 2691 egz. w 1983 r. do 1085 egz. w 1987 r.). W 1988 r.

produkcja wzrosła o 58 samolotów, czyli do 1143 egz. Zbudowano o 15 więcej samolotów jednosilnikowych tłokowych (628 egz.), o 20 egz. mniej dwusilnikowych tłokowych (67 egz.), o 28 egz. więcej turbośmigłowych i o 35 egz. więcej odrzutowych.

Czy jest to już pierwszy symptom poprawy sytuacji na rynku? Czy w kraju, w którym jest zarejestrowanych ponad 200 000 samolotów lekkich, sprzedaż 15 samolotów jednosilnikowych cokolwiek znaczy? Raczej o czymś świadczą zamówienia na 500 **Cadetów**. Chyba poważniejszym sygnałem jest rozpoczęcie produkcji samolotu **Christen Husky**, będącego następcą jednego z najtańszych samolotów – **Piper Cub**. We Francji produkcja samolotu **ATL**, a w W. Brytanii – **Super 2** też świadczą o niewielkich możliwościach nabywców.

A jakie wnioski z tej sytuacji kryzysowej płyną dla nas? Ponieważ chłonność światowego rynku na samoloty lekkie jest obecnie ciągle mała, więc możliwości sprzedaży na Zachód tłokowych samolotów sportowych są również bardzo ograniczone. Tylko niektóre zalety **Wilgi**, czy niska cena **Kolibra** mogą być atrakcyjne dla zagranicznych nabywców.

Metoda obliczania śmigła tunelowego

Prof. dr STANISŁAW KUCZEWSKI

W śmigle tunelowym końce łopatek nie poruszają się w swobodnym powietrzu, ale są otoczone kołowym pierścieniem, podobnie jak w wentylatorze. Dlatego warunki przepływu przy końcach łopatek uwzględnia się podobnie jak w wentylatorach i sprężarkach osiowych i tak samo oblicza się moc potrzebną do pokonywania strat wzbudzonych. Różnica w obliczeniach polega na tym, że wentylator nie porusza się, a śmigło porusza się z prędkością lotu. Tylko przy ciągu w miejscu prędkość ta jest równa zeru (początek startu). W śmigle wypełnienie wieńca łopatkami jest mniejsze niż w wentylatorach i na tym polega różnica w konstrukcji. Wypełnienie jest definiowane jako stosunek długości profilu do podziałki lub inaczej liczby łopatek Z pomnożonej przez cięciwę l do obwodowego przekroju na rozpatrywanym promieniu R :

$$\tau = \frac{Zl}{2\pi R} = \frac{l}{t} \quad (1)$$

Wartość wypełnienia waha się od 0,3 do 1,7 i dla tych wartości są dane doświadczalne. Współczynniki siły nośnej C_z oraz oporu C_x zależą od układu danych profili, od kąta natarcia δ , kąta ustawienia α_o i wypełnienia τ . Dlatego można posługiwać się danymi dla profili pojedynczych tylko wtedy, gdy wypełnienia są mniejsze od 0,4, a dla wypełnień większych od 0,4 są potrzebne dane z układów palisadowych profili. Można polecić układy profilu NACA 65-410 o szkieletowej kołowej i wygięciu tej szkieletowej 10° . Wykresy te wyrażają zależności:

$$C_z = f(\alpha_o, \delta, \tau) \quad (2)$$

$$\varepsilon = \frac{C_x}{C_z} = f(\alpha_o, \delta, \tau) \quad (3)$$

gdzie: α_o – kąt ustawienia profilu,
 τ – wypełnienie wieńca łopatki,
 δ – kąt natarcia.

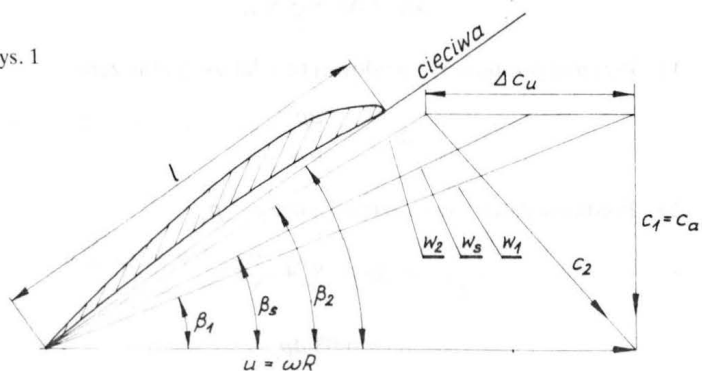
Kąt natarcia w układzie palisadowym łopatek jest mierzony pomiędzy umownie ustaloną cięciwą profilu a średnim wektorem prędkości napływu i wypływu z wieńca łopatkowego. Ta średnia prędkość w układzie względnym wynosi w_s :

$$w_s^2 = w_1^2 + w_2^2 \quad (4)$$

$$\delta = \alpha_o - \beta_s \quad \text{lub} \quad \delta = \alpha_o - \beta_1 \quad (5)$$

gdzie: β_s – kąt pochylenia wektora w_s .

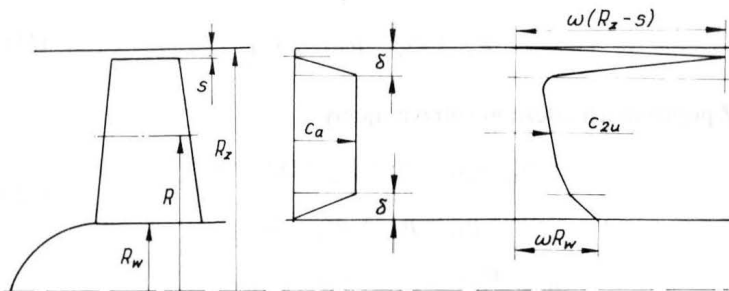
Rys. 1



Dane określające współczynniki C_z i ε dla danych profili pochodzą z badań nieruchomych palisad łopatek, w których kąt napływu na łopatkę zależy od odległości miejsca pomiaru od czola palisady (dla wypełnień większych od zera). Trzeba więc pamiętać o tym, aby kąty napływu powietrza β_1 były mierzone tuż przy czole palisady, a gdyby

były mierzone dalej, należy je przeliczyć na czole palisady, biorąc pod uwagę cyrkulację wytwarzaną przez układ łopatkowy.

Na rys. 1 pokazano układ wektorów przepływu przez przekrój wieńca łopatkowego na promieniu R , a na rys. 2 [2] – przekrój podłużny przez śmigło tunelowe. Na rys. 2 i w artykule użyto następujących oznaczeń: zewnętrzny promień osłony – R_z , promień piasty – R_w , szczelina nad końcami łopatek – s , grubość warstw przyściennych (przyjmujemy jednakową grubość na ścianie osłony i na piastie) – δ , przekroje kontrolne: daleko przed śmigłem – 0, tuż przed czołem



Rys. 2

wieńca – 1, za wieńcem łopatkowym – 2, u wylotu z osłony śmigła – 3, daleko za osłoną, gdzie ciśnienie statyczne powietrza osiągnie wartość ciśnienia atmosferycznego – 4, prędkość bezwzględna – c , jej składowe osiowe – c_a , składowe obwodowe – c_u , prędkość względna – w (indeksy od 0 do 4 oznaczają przynależność prędkości lub ciśnienia do danego przekroju), ciśnienie statyczne – p , ciśnienie całkowite – p_c .

Z miejsca obserwacji umieszczonego na poruszającym się napędzie śmigłowym przebieg ciśnień całkowitych wzdłuż osi jest następujący. Daleko przed śmigłem (przekrój 0) panuje ciśnienie atmosferyczne p_a i prędkość równa prędkości lotu c_{lot} , ciśnienie całkowite wynosi zatem:

$$p_{oc} = p_a + \frac{\rho}{2} c_{lot}^2 \quad (6)$$

gdzie: ρ – gęstość powietrza.

Ponieważ przez odcinek $1 \div 2$ przepływa jednakowy strumień powietrza i przekrój jest ten sam, również osiowa prędkość pozostaje taka sama i wynosi c_a , zaś składowa obwodowa w przekroju 1 w przybliżeniu jest równa zero ($c_{1u} = 0$), natomiast na wlocie wynosi c_{2u} .

W wypadku śmigła tunelowego, w obszarze zdrowej strugi (poza warstwami przyściennymi) łopatki potraktujemy tak, aby zachodziła równowaga promieniowa (zachowany wir swobodny $R c_u = \text{const}$), wobec tego składowa osiowa prędkości jest stała ($c_a = \text{const}$). W normalnych śmigłach odstępuje się od tego warunku ze względu na małe wartości prędkości obwodowych c_{2u} . Jest to równoznaczne z zapewnieniem stałego przyrostu ciśnienia całkowitego w tym obszarze od promienia $R_z - \delta$ do promienia $R_w + \delta$.

Na odcinku $1 \div 2$ ciśnienie całkowite wzrasta o:

$$\Delta p_c = p_{2c} - p_{1c} \quad (7)$$

Ale ciśnienie całkowite na wlocie wynosi:

$$p_{1c} = p_{ac}$$

a więc można napisać:

$$p_{2c} = p_{ac} + \Delta p_c \quad (8)$$

W przekroju 3 (jeśli nie zmienimy jego wymiarów promieni R_z i R_w) straty na drodze można uznać za pomijalnie małe o ile nie umiemy kierownicy prostującej. Wtedy jednak energię kinetyczną związaną z

prędkością c_{2u} trzeba uznać za straconą. Żebra podtrzymujące należy więc ukształtować w postaci kierownic, a wtedy strata wyniesie:

$$S_k = \varepsilon_k \varrho \Delta c_u c_a \frac{l + \operatorname{ctg}^2 \alpha_s}{l + \varepsilon_k \operatorname{ctg} \alpha_s} \quad (9)$$

gdzie: ε_k – względny współczynnik oporu kierownicy,
 α_s – średni kąt przepływu przez kierownicę.

Projektując śmigło, na początku zakładamy wartość strat, np. $S_k = 0,03 \Delta p_c$. Po zaprojektowaniu możemy tę wielkość skorygować.

Jeśli jest kierownica i na niej część energii kinetycznej przekształcona na ciśnienie statyczne, wówczas ciśnienie całkowite w przekroju 3 wyniesie:

$$p_{3c} = p_{2c} - S_k \quad (10)$$

Za wylotem 3 w powietrzu utworzy się coś w rodzaju dyszy rozprężającej, w której straty można pominąć. Ciśnienie statyczne w tej dyszy zmniejszy się do atmosferycznego, co można zapisać jako:

$$p_{4c} = p_{3c} = p_a + \frac{\varrho}{2} c_4^2 \quad (11)$$

Z poprzednich zależności otrzymujemy:

$$p_{4c} = p_{2c} - S_k = p_{oc} + \Delta p_c - S_k \quad (12)$$

$$p_{4c} = p_{oc} + \Delta p_c - S_k$$

$$p_a + \frac{\varrho}{2} c_4^2 = p_a + \frac{\varrho}{2} c_{lot}^2 + \Delta p_c - S_k \quad (13)$$

$$\frac{\varrho}{2} c_4^2 = \Delta p_c - S_k + \frac{\varrho}{2} c_{lot}^2$$

Prędkość c_4 jest potrzebna do obliczenia ciągu. Korzystamy tu z zasady ilości ruchu. Ciąg T wynosi:

$$T = Q (c_4 - c_{lot}) \quad (14)$$

gdzie: Q – strumień powietrza przepływający przez śmigło.

Równanie (14) pozwala na obliczenie ciągu w różnych warunkach lotu, począwszy od początku startu (gdy prędkość $c_{lot} = 0$) do prędkości maks. ograniczonej mocą silnika. Przy starcie moment obrotowy wzrasta i dostosowuje się do możliwości silnika. W tym wypadku musimy znać krzywą mocy silnika w funkcji jego obrotów i obliczyć ciąg dopasowując moc i obroty śmigła do możliwości silnika napędowego.

Uwaga: Wylot obudowy pierścieniowej śmigła można tak zmniejszyć, aby w przekroju 3 przy jakiejś prędkości lotu uzyskać ciśnienie równe atmosferycznemu. Może to nieco polepszyć pracę śmigła, a obliczeniowo nie jest żadnym problemem.

Tok obliczania śmigła

Poniżej przedstawiono wzory służące do obliczania śmigła tunelowego ułożone w kolejności dogodnej przy stosowaniu komputera.

Dane wyjściowe są zwykle następujące:

— krzywa mocy silnika napędowego, w tym moc znamionowa N , kW,

— obroty znamionowe silnika n , obr/min,

— gęstość powietrza ϱ , kg/m³,

— żądany ciąg przy określonej prędkości lotu, np. bliskiej maksymalnej – T niutonów.

Ciąg dobieramy najczęściej dla takiej prędkości lotu i warunków, na których nam najbardziej zależy, np. śmigło szybkościowe, startowe lub ekonomiczne. Niezależnie od tego każde śmigło powinno zapewniać możliwość lotu i dobrego startu i dlatego powinno być obliczone na te dwa punkty, w locie i w starcie.

Przyjmowane wielkości wynikają z tego, że prędkość unoszenia końców łopatek nie może przekroczyć prędkości krytycznej, tj. takiej, przy której na konturze profilu może wystąpić w jakimś miejscu prędkość dźwięku. Warunek ten jest łatwy do spełnienia, gdyż zwykle ogranicza go wcześniej moc silnika. Ze względu na dobry start, promień zewnętrzny śmigła zwykle wybieramy jak największy (na ile pozwala na to konstrukcja samolotu).

Zakładamy stosunek średnicy piasty do średnicy zewnętrznej. Nie warto zbyt obciążać łopatek u ich podstaw i dlatego można polecić stosunek $R_w / R_z = 0,3$.

Trzeba założyć grubość warstw przyściennych δ jednakową przy piastie i na obwodzie zewnętrznym. Grubość warstw przyściennych zależy od wymiarów śmigła. Należy to przeliczyć ze znanego modelu na inny mniejszy lub większy metodą opisaną w [1]. Od grubości warstwy przyściennej na kołowej obudowie zależy moc potrzebna do pokonania strat wzbudzanych. Należy o tym pamiętać zwłaszcza przy małych śmigłach, np. dla modeli latających.

Obliczenia prowadzimy metodą kolejnych przybliżeń powtarzając kilkakrotnie aż do osiągnięcia poszukiwanego rezultatu w następującej kolejności:

1. $\omega = \frac{\Pi n}{30}$
2. $R_w = 0,3 R_z$
3. $R_s = \sqrt{\frac{1}{2} (R_z^2 + R_w^2)}$
4. $u_z = \omega R_z$
5. $u_w = \omega R_w$
6. $u_s = \omega R_s$
7. $Q = c_{as} \pi (R_z^2 - R_w^2)$

Uwaga: Zakładamy wartość c_{as} i kolejno powracamy do obliczeń od wzoru 14 i 18.

8. Prędkość osiowa w obszarze zdrowej strugi, zakładając paraboliczny przebieg składowych osiowych prędkości w obszarze warstw przyściennych:

$$c_a = \frac{c_{as}}{l - \frac{2\delta}{3(R_z - R_w)}}$$

9. Spiętrzenie statyczne:

$$\Delta p = \frac{T}{\Pi (R_z^2 - R_w^2)}$$

10. Przyrost prędkości obwodowej na promieniu średnim R_s (w przybliżeniu):

$$c_{us} = \frac{\Delta p}{\varrho u_s}$$

11. Spiętrzenie całkowite:

$$\Delta p_c = \Delta p + \frac{\rho}{2} \Delta c_{us}^2$$

12. Przyrost prędkości obwodowej (do dalszych obliczeń):

$$\Delta c_{us} = \frac{\Delta p_c}{\varrho u_s}$$

13. Prędkość daleko za śmigłem, gdzie $p = p_a$:

$$\frac{\varrho}{2} c_4^2 = \Delta p_c - S_k + \frac{\varrho}{2} c_{lot}^2$$

$$S_k = 0,03 \Delta p_c$$

$$T = \varrho Q (c_4 - c_{lot})$$

$$\frac{\varrho}{2} c_4^2 - \frac{\varrho}{2} c_{lot}^2 - \frac{2T}{Q} - \Delta p_c + S_k = 0,$$

stąd wartość c_4 .

14. Prędkość lotu:

$$c_{\text{lot}} = c_4 - \frac{T}{\rho Q}$$

Uwaga: Jeśli prędkość lotu nie odpowiada żądanej, obliczenie należy powtórzyć zmieniając przede wszystkim $c_{a,s}$.

15. Moc związana z przepływem w zdrowej strudze:

$$N = \rho u_s \Delta c_{u,s} c_a \Pi \left[(R_z - \delta)^2 - (R_w + \delta)^2 \right]$$

16. Moc potrzebna do pokonywania strat wzbudzanych przy końcach łopatek [1] i [2]:

$$N_z = \frac{\rho}{2} \Pi R_z \delta c_a \omega \left(R_z - \frac{1}{2} \delta \right) \left[(R_z - s) \omega + \Delta c_{u,z} \right]$$

$$\Delta c_{u,z} = \Delta c_{u,s} \frac{R_s}{R_z}$$

17. Moc potrzebna do pokonania oporów wzbudzanych u podstaw łopatek:

$$N_w = \frac{\rho}{2} \Pi R_w \delta c_a \omega \left(R_w + \frac{1}{2} \delta \right) \left(\omega R_w + \Delta c_{u,w} \right)$$

$$\Delta c_{u,w} = \Delta c_{u,s} \frac{R_s}{R_w}$$

18. Moc całkowita potrzebna do napędu wynosi:

$$N_c = N + N_z + N_w$$

19. Sprawność propulsywna:

$$\eta_p = \frac{T c_{\text{lot}}}{N_c}$$

Obliczenie przekroju na średnim przekroju R_s

Obliczenie dotyczy wymiarów łopatek śmigła. Zakładamy liczbę łopatek Z i długość cięciwy profilu l tak, by wypełnienie $\tau = 0,6 \div 0,4$.

20. Wypełnienie:

$$\tau = \frac{Z l}{2 \Pi R_s}$$

21. Wskaźnik przepływu, który powinien wynosić $0,3 \div 0,5$ (dla mniejszych wartości sprawność przepływu zmniejsza się):

$$\varphi = \frac{c_a}{u_s}$$

22. Udział kinematyczny wirnika:

$$\xi = \frac{\omega R_s - \frac{1}{2} \Delta c_{u,s}}{\omega R_s}$$

23. Średnia prędkość względna:

$$w_s = \sqrt{\left(u_s - \frac{1}{2} \Delta c_{u,s} \right)^2 + c_a^2}$$

24. Kąt wektora w_s i jego sinus:

$$\sin \beta_s = \frac{c_a}{w_s}$$

25. $\beta_s = \arcsin \sin \beta_s$

26. Jeśli dysponujemy danymi palisadowymi podającymi kąty odgięcia $\Delta\beta$, to wówczas obliczymy:

$$\Delta\beta = \beta_2 - \beta_1$$

β_1 z zależności $\operatorname{tg} \beta_1 = \frac{c_a}{u_s}$

27. β_2 z zależności $\operatorname{tg} \beta_2 = \frac{c_a}{u_s - \Delta c_{u,s}}$

28. Z danych palisadowych dla obliczonego kąta odgięcia $\Delta\beta$ i określonego już wypełnienia odczytujemy kąt natarcia δ , współczynnik strat ε oraz kąt ustawienia profilu α_0 :

$$\alpha_0 = \beta_1 + \delta$$

Uwaga: Tu kąt natarcia mierzy się od prędkości napływu w_1 .

Jeśli dysponujemy wykresami wyrażającymi współczynnik siły nośnej w funkcji kąta natarcia i wypełnienia oraz współczynnika C_x , to wyliczymy C_z :

$$29. \quad C_z = \frac{2 \Delta c_{u,s} \sin \beta_s}{c_a \tau \left(1 + \varepsilon \frac{\xi}{\varphi} \right)}$$

30. Kąt ustawienia

$$\alpha_0 = \beta_s + \delta$$

31. Współczynnik oporu względnego:

$$\varepsilon = \frac{C_x}{C_z}$$

Sprawdzamy w obu wypadkach, czy obliczony kąt α_0 lub C_z można uzyskać i czy C_z nie jest za duże. W razie niepowodzenia korygujemy wypełnienie lub powracamy do początku obliczenia.

Obliczenie przekroju u podstawy łopatek na promieniu $R_w + \delta$

$$32. \quad u_w = (R_w + \delta) \omega$$

$$33. \quad \Delta c_{u,w} = \Delta c_{u,s} \frac{R_s}{R_w + \delta}$$

$$34. \quad \tau = \frac{Z l}{2 \Pi (R_w + \delta)}$$

W tym przekroju wypełnienie jest największe, staramy się jednak nie przekroczyć wartości 1,7 ze względu na brak odpowiednich danych. Ze względu na wytrzymałość dajemy w tym miejscu pogrubiony profil.

$$35. \quad \varphi = \frac{c_a}{u_w}$$

$$36. \quad \xi = \frac{u_w - \frac{1}{2} \Delta c_{u,w}}{u_w}$$

$$37. \quad w_s = \sqrt{\left(u_w - \frac{1}{2} \Delta c_{u,w} \right)^2 + c_a^2}$$

$$38. \quad \operatorname{tg} \beta_1 = \frac{c_a}{u_w}, \text{ stąd } \beta_1$$

$$39. \quad \operatorname{tg} \beta_2 = \frac{c_a}{u_w - \Delta c_{u,w}}, \text{ stąd } \beta_2$$

$$40. \quad \Delta\beta = \beta_2 - \beta_1$$

Można również, jak poprzednio, posługiwać się wykresami dla C_z . Znajdujemy wartość kątów δ i α_0 oraz współczynnik oporu C_x i ε . W tym przekroju jest największe obciążenie profili, kąt ustawienia i kąt natarcia, przy czym można dopuszczać przekroczenie wartości $\Delta\beta$ wskazującej na oderwanie i powiększyć kąt natarcia do ok. 120%, a nawet 130% bez obawy, że wystąpi oderwanie, ponieważ zachodzi tu zjawisko płynięcia warstw przyściennych na powierzchniach łopatek i odsysanie powietrza z powierzchni piasty. Warto pamiętać o tym zwa-

szcza dla warunków startowych. Praktycznie przedłużamy krzywą odgięcia strugi lub siły nośnej w sposób ciągły tak, jakby oderwania nie było.

Obliczenie przekroju przy końcach łopatek na promieniu $R_z - \delta$

$$41. u_z = \omega(R_z - \delta)$$

$$42. \Delta c_{uz} = \Delta c_{us} \frac{R_s}{R_z - \delta}$$

$$43. \tau = \frac{Zl}{2\Pi(R_z - \delta)}$$

$$44. \varphi = \frac{c_a}{u_z}$$

$$45. \zeta = \frac{u_z - \frac{1}{2}\Delta c_{uz}}{u_z}$$

$$46. w_s = \sqrt{\left(u_z - \frac{1}{2}\Delta c_{uz}\right)^2 + c_a^2}$$

$$47. \sin \beta_s = \frac{c_a}{w_s}$$

$$48. \operatorname{tg} \beta_1 = \frac{c_a}{u_z}, \text{ stąd } \beta_1$$

$$49. \operatorname{tg} \beta_2 = \frac{c_a}{u_z - \Delta c_{uz}}, \text{ stąd } \beta_2$$

$$50. \Delta \beta = \beta_2 - \beta_1$$

$$51. \alpha_o = \beta_1 + \delta$$

Obliczenie śmigła w warunkach startu dla $c_{lot} = 0$

Obliczenie prowadzi się podobnie jak poprzednio z tą różnicą, że wymiary śmigła już są zaprojektowane w pierwszym etapie. Nieznany jest ciąg i prędkość za śmigłem c_4 . Wielkości te dobiera się metodą kolejnych przybliżeń, tak żeby uzyskać zgodność z możliwościami silnika określonymi przez jego krzywą mocy w funkcji obrotów. Moment kręcący przy ciągu w miejscu będzie większy niż w locie i obroty mogą się zmniejszyć.

W praktyce jest wygodnie prowadzić obliczenia w następującej kolejności.

Zakładamy wartość ciągu większą od poprzedniej T .

1. Przybliżone spiętrzenie statyczne:

$$\Delta p = \frac{T}{\Pi(R_z^2 - R_w^2)}$$

2. Przybliżony przyrost prędkości obwodowej:

$$\Delta c'_{us} = \frac{\Delta p}{\rho u_s}$$

W pierwszym przybliżeniu nie zmieniamy prędkości obrotowej.

3. Spiętrzenie całkowite:

$$\Delta p_c = \Delta p + \frac{1}{2} \Delta c'^2_{us}$$

4. Dokładniejszy przyrost prędkości obwodowej:

$$\Delta c_{us} = \frac{\Delta p_c}{\rho u_s}$$

5. Prędkość c_4 daleko za śmigłem z równania:

$$\frac{\rho}{2} c_4^2 = \Delta p_c - S_k$$

$$S_k = 0,04 \Delta p_c$$

6. Strumień powietrza Q :

$$Q = \frac{T}{\rho c_4}$$

7. Średnia prędkość przepływu przez śmigło:

$$c_{as} = \frac{Q}{\Pi(R_z^2 - R_w^2)}$$

8. Prędkość osiowa w zdrowej strudze:

$$c_a = \frac{c_{as}}{1 - \frac{2\delta}{3(R_z - R_w)}}$$

9. Moc związana z przepływem w zdrowej strudze:

$$N = \rho u_s \Delta c_{us} c_a \Pi [(R_z - \delta)^2 - (R_w + \delta)^2]$$

10. Moc wzbudzona na końcach łopatek:

$$N = \frac{\rho}{2} \Pi R_z \delta c_a \omega (R_z - \frac{\delta}{2}) [\omega (R_z - s) + \Delta c'_{us}]$$

$$\Delta c'_{us} = \Delta c_{us} \frac{R_s}{R_z - \delta}$$

11. Moc wzbudzana u podstawy łopatek:

$$N_w = \frac{\rho}{2} \Pi R_w \delta c_a \omega (R_w + \frac{\delta}{2}) (\omega R_w + \Delta c'_{us})$$

$$\Delta c'_{us} = \Delta c_{us} \frac{R_s}{R_w + \delta}$$

12. Moc całkowita:

$$N_c = N + N_z + N_w$$

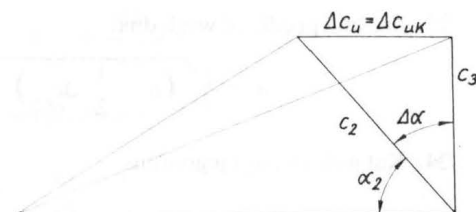
Jeśli moc całkowita jest większa niż maks. moc silnika, to należy z krzywej mocy silnika ocenić jak zmniejszą się obroty silnika, ażeby moce dostarczane i potrzebne pokryły się. Dla tych nowych obrotów trzeba powtórzyć obliczenie aż do uzyskania zgodności. Następnie należy sprawdzić, czy śmigło może prawidłowo pracować, czy może osiągać przewidywane siły nośne w przekrojach przy piąście oraz w przekroju średnim, stosując obliczenie wg wzorów od 20 do 31 oraz od 32 do 40.

Gdyby przy starcie nie udało się uzyskać zadowalających rezultatów, całe śmigło należy przekonstruować na nowo.

Ciągi dla innych prędkości oblicza się w taki sam sposób jak dla ciągu w locie.

Projekt kierownicy

Śmigło wywołuje pewien moment obrotowy, który w locie musi być zlikwidowany przez układ sterowy samolotu. Można go wyeliminować już w śmigle, stosując łopatkowy wieniec kierowniczy prostujący



Rys. 3

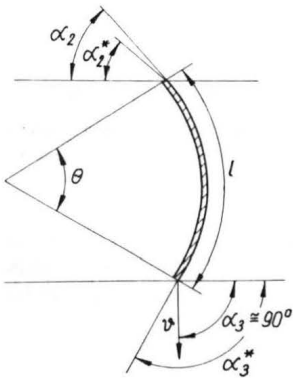
strugi wypływające z wirnika do kierunku osiowego. Odbywa się to w niewielkim stopniu kosztem ciągu, ponieważ kierownica daje opory osiowe zmniejszające ciąg o ok. 2%. Niezależnie od tego łopatki kierownicze mogą być wykorzystywane jako elementy konstrukcyjne (wspornikowe) obudowy wirnika.

Z wirnika powietrze wypływa ze składową obwodową c_{2u} . Kierownica likwiduje tę składową do zera. Zmniejszenie prędkości obwodowej na kierownicy wynosi więc:

$$52. \Delta c_{uk} = c_{2u} - 0 = c_{2u}$$

Przekrój kanału przepływowego kierownicy jest zwykle taki sam jak dla wirnika, a więc promienie zewnętrzny i wewnętrzny wynoszą R_z i R_w .

Na rys. 3 pokazano układ wektorów przepływu przez kierownicę, który wywodzi się z układu wektorów dla wirnika.



Rys. 4

Na rys. 4 pokazano geometrię kierownicy szkieletowej kołowej, bo takie są najczęściej stosowane. Łopatki mogą być profilowane lub wygięte z płaskich blach.

Jak wynika z geometrii, zachodzą poniższe zależności kątowe:

$$\alpha_{ok} = \alpha_3 - \frac{\theta}{2}$$

$$\alpha_3^* = \alpha_3 + v_k = 90^\circ + v_k$$

Jeśli przyjmiemy, że napływ na kierownicę jest styczny do szkieletowej profilu na wlocie $\alpha_2^* = \alpha_2$, a więc wypływ odbywa się w punkcie znamionowej pracy z kątem odchylenia v_k , to szkieletowa kierownicy powinna być wygięta o kąt θ :

$$\theta = \alpha_3^* - \alpha_2^* = 90^\circ + v_k - \alpha_2^* = 90^\circ + v_k - \alpha_2$$

gdy: $\alpha_2 = \alpha_2^*$

Widzimy stąd, że kąt odgięcia strugi na kierownicy wyniesie:

$$\Delta\alpha = \alpha_3 - \alpha_2 = \theta - v_k$$

W tabl. podano dane doświadczalne dla kierownic kołowych, którymi można posługiwać się przy doborze kątów kierownicy sprzężającej, a taka tu właśnie występuje [1].

Tablica jest ważna dla wypełnienia $\tau = 1,1$. Stosując inne wypełnienie, należy przeliczyć kąty odchylenia strugi wg wzoru:

$$v_k = \sqrt{\frac{\tau_{1,1}}{\tau}} v_{1,1}$$

Taką kierownicę można jeszcze nieco ulepszyć. Wiadomo, że napływ styczny nie jest najlepszy, bo lepszy jest lekko skierowany na grzbiet profilu. Zatem można kąt wlotowy łopatek zmniejszyć o 2 do 3°:

$$\alpha_2^* = \alpha_2 - 2^\circ$$

Poprawia to także właściwości startowe śmigła.

Geometrię kierownicy określamy w ten sposób dla trzech przekrojów: górnego, połowiącego wydajność i u podstawy, podobnie jak dla wirnika. Wykorzystujemy to do konstrukcji i ostatecznie budujemy kierownicę łopatek prostokreślne, cylindryczne lub stożkowe.

Liczbę łopatek kierowniczych dobieramy biorąc pod uwagę minimum rozchodzenia się hałasu [1], ze wzoru:

$$\left| \frac{u}{c_{dz}} \frac{Z_w}{Z_w - Z_k} \right| < 1$$

gdzie: u – prędkość unoszenia końców łopatek wirnika,

c_{dz} – prędkość dźwięku w powietrzu,

Z_w – liczba łopatek wirnika,

Z_k – liczba łopatek kierownicy.

Opory stawiane przez kierownicę, bez uwzględnienia strat wzbudzących, można obliczyć ze wzoru:

$$S_k = \epsilon_k \rho \Delta c_{uk} c_a \frac{1 + \text{ctg}^2 \alpha_s}{1 + \epsilon_k \text{ctg} \alpha_s}$$

gdzie: ϵ_k – współczynnik strat przepływu przez łopatki kierownicze,

α_s – średni kąt przepływu przez kierownicę obliczany ze wzoru

$$2\text{ctg} \alpha_k = \text{ctg} \alpha_2 + \text{ctg} \alpha_3 = \text{ctg} \alpha_2 \quad (\alpha_3 = 90^\circ)$$

TABLICA

v_k	2,6	5,4	7,8	10,5	11,8	15,3	17,6	19,5
$\theta - v_k$	7,7	14,6	22,2	29,5	38,2	44,7	52,4	61,5
θ	10,0	20,0	30,0	40,0	50,0	60,0	70,0	80,0

Jeśli chcielibyśmy dokładnie obliczyć te straty (uwzględniając straty wzbudzone ściankami obudowy), wówczas można posłużyć się wzorem [3]:

$$S_k = S_k \left[1 + \frac{3}{4} \frac{R_s}{R_z - R_w} \frac{\text{ctg} \alpha_s - \epsilon_k}{\epsilon_k (1 + \text{ctg}^2 \alpha_s)} 2\delta \right]$$

gdzie: δ – grubość warstwy przyściennej (przyjęto jednakową grubość dla powierzchni obudowy zewnętrznej i dla piasty).

Uwzględniając straty kierownicy, ciąg śmigła należy zmniejszyć o wielkość:

$$\Delta T = \Pi (R_z^2 - R_w^2) S_k$$

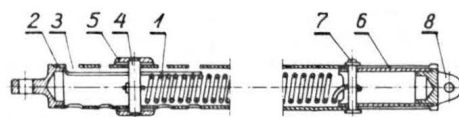
LITERATURA

1. S. KUCZEWSKI: Wentylatory, WNT, Warszawa, 1978.
2. S. KUCZEWSKI: Obliczanie charakterystyk wielostopniowych sprzężarek osiowych. *Archiwum Termodynamiki*, t. 4, nr 2-3/83, Warszawa.
3. S. KUCZEWSKI: Straty wzbudzone zachodzące w przepływie przez kierownicę przekładni hydrokinetycznych. *Zeszyty Naukowe Politechniki Łódzkiej, CMP*, zes. 83, 1978.

POLSKIE PATENTY LOTNICZE

• Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Świdnik zgłosiła do Urzędu Patentowego PRL do ochrony wzór użytkowy pt. Mechanizm napinająco-kompensujący układy ciągnowych statków latających (autor Czesław Romanowski).

Mechanizm składa się ze sprężyny 1 oraz uchwyty i charakteryzuje się tym, że ma tuleję 2 zaopatrzoną z jednego końca w dwa asymetryczne wycięcia bagietkowe 3 usytuowane naprzeciw siebie, w których jest osadzony kołek 4 połączony ze sprężyną 1 oraz pokrętkiem 5 osadzonym na tulei 2. Drugi koniec tulei jest zaopatrzony w symetryczne kanały wzdłużne, w których jest osadzony kołek 7 połą-



czony ze sprężyną 1 oraz tulejką pośrednią 6 zakończoną uchwytem 8.

Skrót opisu wzoru użytkowego, chronionego jedynym zastrzeżeniem, opublikowano w BUP nr 25/1988, w klasie B64D, pod nr 82993.

• Instytut Lotnictwa, Warszawa, zgłosił 13.05.1987 r. do Urzędu Patentowego PRL do opa-

tentowania wynalazek pt. Sposób sterowania skrzydłowym aparatem latającym, zwłaszcza latającym skrzydłem (autorzy: Jerzy Wolf, Jan Wolf, Tomasz Wolf).

Sposób charakteryzuje się tym, że sterowanie rozpoczyna się od wywołania ześlizgu, a następnie przechylenia aparatu latającego przez wychylenie przez pilota pionowej powierzchni sterowej w tym samym kierunku co zamierzone odchylenie toru lotu, po czym stosuje się sterowanie podłużne znanymi sposobami.

Skrót opisu patentowego, chronionego 3 zastrzeżeniami opublikowano w BUP nr 24/1988, w klasie B64C, pod nr 265664.

Niektóre zagadnienia erozyjnego zużycia elementów lotniczych silników turbinowych

Dr inż. EMIL WĘGRZYN

Instytut Mechaniki Precyzyjnej
Warszawa

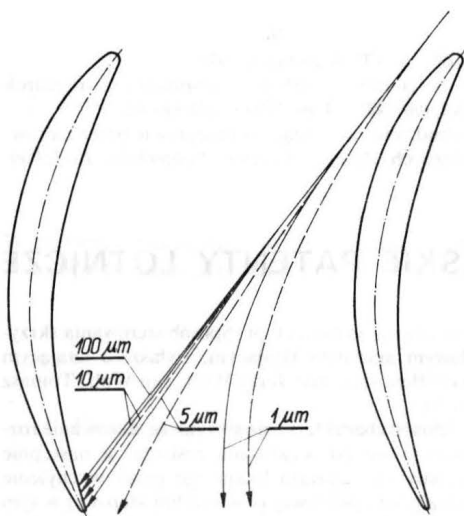
Niewątpliwe zalety lotniczych silników turbinowych są ogólnie znane, lecz nie w pełni jest poznana specyfika warunków ich pracy, m.in. warunki pracy w zapyłonym powietrzu. Twarde cząstki, najczęściej pochodzenia mineralnego, znajdujące się w powietrzu przepływającym przez wewnętrzne kanały przepływowe silnika turbinowego powodują erozyjne zużywanie elementów konstrukcyjnych silnika. Najbardziej zużywają się łopatki wirników i kierownice sprężarek. Znane są liczne przypadki wycofywania z eksploatacji już po kilkudziesięciu godzinach pracy w zapyłonym powietrzu samolotów i śmigłowców z powodu zbyt dużego erozyjnego zużycia elementów silników, które uniemożliwiają dalszą ich eksploatację. Tak było np. podczas operacji wojskowych w Wietnamie i na Bliskim Wschodzie.

Charakteryzując pracę silnika turbinowego w zapyłonym powietrzu należy ustalić parametry środowiska erozyjnego działania, które są określane przez:

- wielkość, rodzaj i kształt cząstek,
- stopień ich koncentracji, tj. ich udział masowy w jednostce objętości powietrza,
- prędkość przepływu,
- kąt padania.

Współcześnie eksploatowane silniki turbinowe są tym bardziej narażone na erozyjne działanie, gdyż w związku z dążeniem do zwiększania mocy (ciągu) mają one coraz większe prędkości przepływającego przez nie powietrza.

W [1] i [2] są omawiane problemy erozyjnego zużycia silników turbinowych, szczególnie w przypadku napędu śmigłowców. Podczas pracy silnika na ziemi lub na niewielkiej wysokości zanieczyszczony pyłami strumień powietrza przepływającego przez wewnętrzne kanały silnika powoduje przede wszystkim zwiększenie chropowatości powierzchni łopatek wirnika, łopatek wieńców kierownic, tarcz wirnika, a także kadłuba sprężarki. Wzrost chropowatości prowadzi do zwiększenia oporów przepływu. Opory przepływu powodują zamianę określonej części energii przepływającego strumienia na ciepło tarcia.



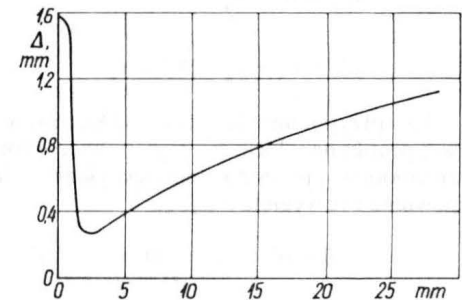
Rys. 1. Tory ruchu cząstek różnej wielkości przepływających w palisadzie łopatek sprężarki silnika turbinowego [1]. Linia ciągła – tory odpowiadające wartości 0,9, linia przerywana – 0,5 prędkości powietrza przed palisadą

Cząstki pyłu znajdujące się w powietrzu przepływającym w palisadach łopatek mają różne tory ruchu. Zależą one przede wszystkim od wielkości tych cząstek, a także od prędkości przepływu. Na rys. 1 pokazano przykładowo tory cząstek o różnej wielkości w palisadzie

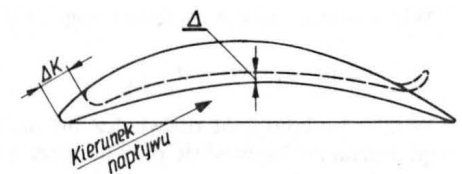
łopatek sprężarki osiowej. Jak widać, cząstki o wielkości $1 \div 5 \mu\text{m}$ na ogół nie mają kontaktu z powierzchniami łopatek. Położenie punktu zderzenia cząstki z powierzchnią łopatki zależy również od gęstości palisady i kąta ustawienia łopatek.

Jak wiadomo, kierunek napływu strumienia na łopatki zmienia się wraz z ich wysokością, dlatego też powierzchnia koryta łopatki w różnym stopniu ulega erozyjnemu zużyciu wzdłuż wysokości łopatki.

Charakter i wielkość zużycia krawędzi natarcia i powierzchni koryta nieruchomej łopatki kierownicy sprężarki przedstawiono na rys. 2. Badania te wykonano używając piasku o wielkości cząstek $140 \div 200 \mu\text{m}$, przy koncentracji $K = 2000 \text{ mg/m}^3$ pow. Badanie trwało 90 min.



Rys. 2. Charakter erozyjnego zużycia krawędzi natarcia i koryta łopatki w nieruchomej palisadzie [1]. Środowisko erozyjne – powietrze z piaskiem o ziarnistości $140 \div 200 \mu\text{m}$ i koncentracji $K = 2 \text{ g/m}^3$. Czas badania – 90 min



W firmie Allison [1] prowadzono badania erozyjnego zużycia silnika turbinowego w celu określenia wpływu erozji na jego moc. Przed każdą próbą i po niej mierzono szczelinę pomiędzy łopatkami a obudową, a także określano charakterystyki mocy i jednostkowego zużycia paliwa silnika. W badaniach ustalono, że cząstki o wielkości powyżej $20 \mu\text{m}$ pod działaniem sił odśrodkowych były odrzucane na końce łopatek i osiadały na powierzchni kadłuba sprężarki, gdzie często ulegały zbrzyleniu.

Erozja turbiny przebiegała niemal identycznie jak erozja sprężarki, z tym że większe cząstki po drodze ulegały rozbiciu na mniejsze.

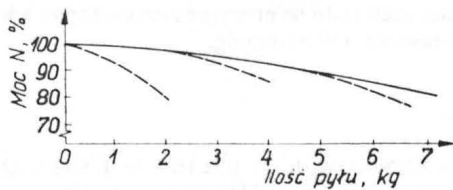
Na rys. 3 przedstawiono wykres zmian mocy badanego silnika turbinowego w funkcji całkowitej ilości cząstek pyłu, jakie przepłynęły przez silnik wraz z powietrzem. Linia ciągła zaznaczono zmianę mocy wynikłą wskutek erozyjnego zużycia, zaś liniami przerywanymi – zmiany mocy wskutek osadzenia się małych cząstek w kanałach przepływowych silnika, co powodowało zdławienie silnika.

Zasadniczo badania erozyjne powinny być prowadzone na pracujących urządzeniach, zainstalowanych na specjalnych stoiskach badawczych. Jednak ze względu na koszty prowadzi się je najczęściej na stanowiskach modelowych, na których działaniu erozyjnemu podlegają specjalnie przygotowane próbki.

R. F. Coburn [3] podaje przykład próby stoiskowej mającej na celu określenie erozyjnego zużycia elementów silnika turbinowego Pratt and Whitney JFTD12, napędzającego śmigłowca Sikorsky CH-54A. Przed pracującym silnikiem w regulowanej odległości od jego wlotu ustawiono specjalne mieszadło, przez które powietrze dostawało się do silnika. Mieszadło to wytwarzało pył z grudek ziemi, przy czym ist-

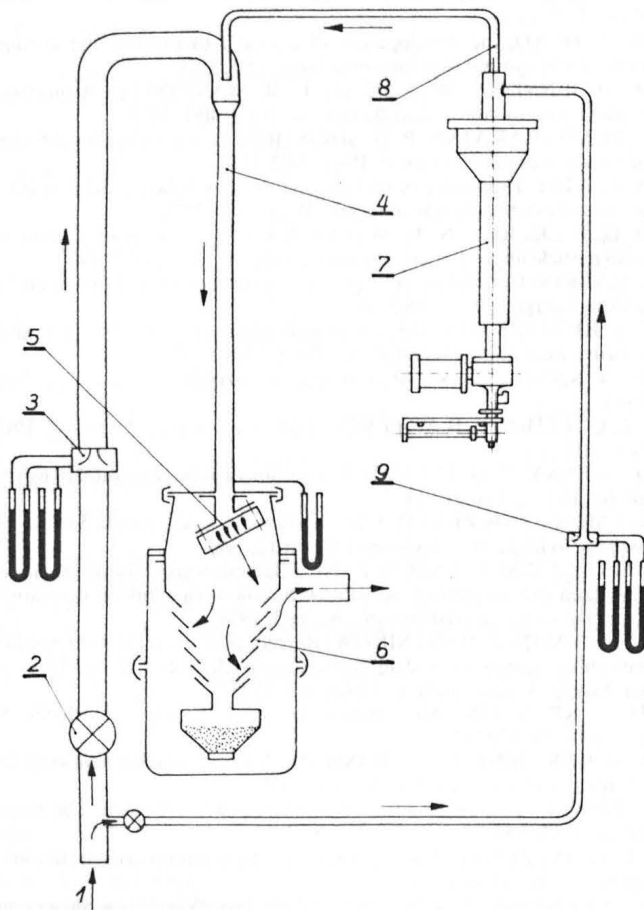
niała możliwość regulacji koncentracji cząstek. Wielkości cząstek były stałe i zależały od rodzaju ziemi podawanej do mieszadła. Próby te wykazywały, że silniki, dla których przewidziano trwałość 660 h, w warunkach eksploatacji w Wietnamie miały trwałość zaledwie 175 h, zatem pracowały prawie 4-krotnie krócej.

J. E. De Remer [4] podaje przykład zastosowania rurowego dozownika pyłów przed pracującym silnikiem turbinowym. Dozownik ten – rura o długości ok. 3 m i średnicy odpowiadającej średnicy wlotu silnika – był ustawiony przy wlocie do silnika.



Rys. 3. Wpływ ilości przepływającego pyłu na stratę mocy silnika turbinowego Allison [1]. Linia ciągła – strata mocy wynikła z działania erozji na wirujące części sprężarki, linia przerywana – strata mocy wynikła z zatkania kanałów przelotowych silnika cząstkami pyłu

Kilka innych przykładów stoisk badawczych podają: G. V. Bianchini [5] i M. M. Maslennikov [1]. Schemat stoiska do erozyjnych badań palisady łopatek kierowniczych sprężarki osiowej pokazano na rys. 4. Sprężone powietrze przechodzące przez zwężkę pomiarową 3 dochodzi do rury przyspieszającej 4 o przekroju prostokątnym. Przy



Rys. 4. Schemat stoiska do erozyjnego badania nieruchomych palisad łopatkowych [29]: 1 – zasilenie sprężonym powietrzem, 2 – zawór redukcyjny, 3 – zwężka pomiarowa, 4 – rura przyspieszająca, 5 – palisada badanych łopatek, 6 – filtr bezwładnościowy, 8 – przewód doprowadzający pył, 9 – zwężka dozownika

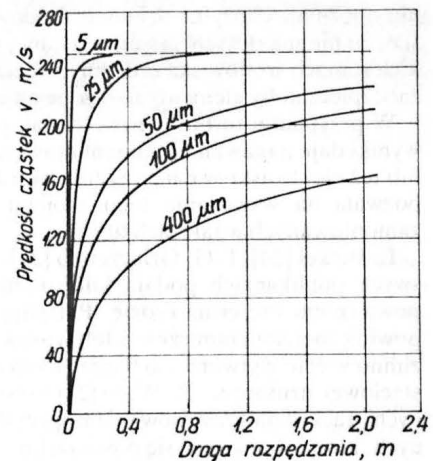
ujściu tej rury jest ustawiona (pod kątem odpowiadającym kątowi natarcia) palisada łopatek 5. Zapyłone powietrze jest wytwarzane w dozowniku 7, do którego przez zwężkę dozownika 9 jest doprowadzane sprężone powietrze. Po przejściu przez badane łopatki, zapyłone powietrze wychodzi na zewnątrz przez filtr bezwładnościowy 6. Regulacja zaworem redukcyjnym 2 pozwala na uzyskanie prędkości w

rusze przyspieszającej w granicach 100÷250 m/s. Wykres prędkości poszczególnych cząstek uzyskiwanych w rusze przyspieszającej w zależności od drogi ich rozpędzania przedstawiono na rys. 5.

W Washington State University [6] kilkanaście wybranych materiałów poddano próbom erozyjnego zużycia na stoisku badawczym umożliwiającym erozyjne działanie cząstkami wyizolowanymi. Przy tych samych parametrach badań określono kształt, głębokość i morfologię obrzeża kraterów powstających po uderzeniu cząstek.

Prosty i interesujący sposób badań erozyjnych materiałów metalowych podano w [7] i [8]. Przez próbki wykonane jako dysze zbieżno-rozbieżne (Lavala) przepływało powietrze zawierające twarde cząstki. Zaproponowano, by wielkość erozyjnego zużycia w tych warunkach badań określać przez proste pomiary geometryczne badanych próbek – dysz. Pomiary te służą następnie do obliczania tzw. wskaźnika erozji dyszy.

Prace W. J. Heada [9], W. H. Jenningsa [10] i G. Sundararajana [11] poświęcono próbom stworzenia teoretycznych modeli erozyjnego zużycia wybranych materiałów w zależności od ich niektórych właściwości.



Rys. 5. Droga rozpędzania cząstek różnej wielkości w strumieniu powietrza o prędkości $v = 250$ m/s [9]

W Department of Materials of Engineering [10] zaproponowano, żeby danymi wyjściowymi do tworzenia modelu były obrazy mikroskopowe erodowanych powierzchni. G. Sundararajan [11] uważa, że wielkość plastycznego odkształcenia danego materiału może stanowić kryterium do oceny podatności tego materiału na erozyjne zużycie.

Kilka prac było poświęconych próbom związania erozyjnego zużycia z niektórymi właściwościami i tak: A. K. Vijn [12] uważa, że zużycie erozyjne sporej grupy czystych metali, w określonych warunkach badań, można związać z ich współczynnikiem rozszerzalności liniowej. D. G. Rickerby [13] natomiast odnosi erozyjne zużycie czystych metali do ich granicy plastyczności, granicy wytrzymałości i współczynnika względnego odkształcenia. S. Malkin [14] prezentuje próbę powiązania erozyjnego zużycia z „energją właściwą topnienia” czystych metali. Energia właściwa erozji (tj. energia kinetyczna uderzających cząstek podzielona przez objętość erozyjnego ubytku) ma być wprost proporcjonalna do energii właściwej topnienia danego metalu.

R. C. Richardson [15] stawia hipotezę, że dla sporej grupy czystych metali istnieje optimum ich twardości ze względu na erozyjne zużycie.

Wyniki kompleksowych badań erozyjnego zużycia stali węglowej gat. SAE 1020, nierdzewnej stali austenitycznej gat. 304 oraz stali stopowej gat. SAE 4340 obrabionych cieplnie wg różnych parametrów podano w [16]. Erozyjne zużycie tych materiałów określono w zależności od rozmiarów uderzających cząstek przy określonych kątach ich uderzenia.

W przypadku objętościowych maszyn przepływowych bardzo istotną jest znajomość rozkładu pola prędkości. Zagadnienie to dość szczegółowo ujęto w pracach J. L. Colehoura [17], D. Glenny'ego [18], K. I. Miroszniczkenki [19], S. Szczecińskiego [20] i K. W. Wafina [21].

W celu wyjaśnienia zjawiska zasysania drobnych cząstek pyłów przez turbinowe silniki lotnicze podjęto badania, które pozwoliły określić pole prędkości przed wlotami do silników. W [17] i [19] stwierdzono, że zasysanie cząstek ciał stałych w określonych warunkach jest związane z wirem tworzącym się przed wlotem do silnika. S. Szczeciński [20], opierając się na metodzie modelowania źródeł i zlewów podanej przez K. W. Wafina [21], przytacza obliczeniową metodę postępowania w celu uzyskania rozkładu linii prądu oraz rozkładu linii stałych prędkości przed wlotem do silnika.

Zapobieganie szkodliwemu działaniu erozyjnemu lub jego zmniejszenie jest zagadnieniem złożonym i ogólnie biorąc sporowadza się do osłabienia środowiska erozyjnego działania lub też do uodpornienia powierzchni na erozję.

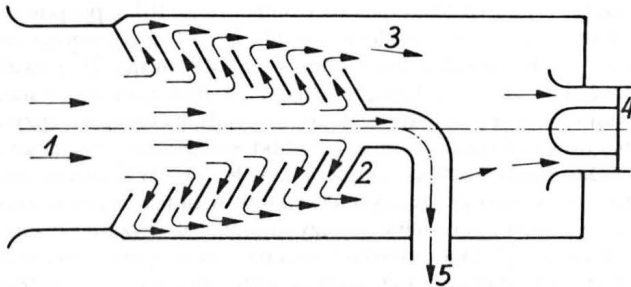
W silnikach śmigłowców i samolotów rolniczych stosuje się filtrowanie powietrza wlotowego [22], jest to jednak trudne ze względu na znaczne opory przepływu, prowadzące do pogorszenia charakterystyk silnika, a w przypadku zastosowania w samolotach – do zwiększenia ich oporów aerodynamicznych.

Powszechnie znane są odpylacze multicyklonowe i inne typu bezwładnościowego. W ZSRR, jak podaje M. M. Maslennikow [1], dokonywano prób z odpylaczem bezwładnościowym, którego schemat pokazano na rys. 6. Cząstki zanieczyszczeń odbijają się od stożkowych ścianek (przegród) 2 ustawionych w rurowym kanale wlotowym i wraz z częścią powietrza są odsysane na zewnątrz, a oczyszczone powietrze 3 szczelinami dostaje się do silnika 4.

Znacznie dogodniejszym sposobem jest wytwarzanie specjalnych warstw lub powłoki na elementach podlegających erozyjnemu działaniu środowiska. Opracowano wiele technologii, które w różnym stopniu opóźniają erozyjne działanie środowiska. Należy jednak podkreślić, że nie ma dotychczas uniwersalnej technologii, która we wszystkich stanach środowiska erozyjnego działania w sposób zadowalający zabezpieczałaby elementy narażone na erozyjne zużycie.

W przypadku turbin parowych (jak podaje Kornenko [23]) dobre wyniki daje napawanie staliem krawędzi natarcia łopatek roboczych lub też elektroiskrowe nanoszenie twardych stali. Ta ostatnia metoda pozwala na wykonanie tego zabiegu bezpośrednio na łopatkach zamontowanych w tarczach turbin.

E. Bickel [24], I. G. Grinczenko [25], a także W. D. Cedrow [26] w swych publikacjach podają kilka różnych sposobów uodpornienia powierzchni części na erozję. Polegają one na nanoszeniu cienkich powłok metaloceramicznych lub wprowadzeniu obróbki zgmiotem na zimno w celu wytworzenia bardzo cienkiej warstewki o niemal bezpostaciowej strukturze. R. Ward [27] wspomina również o zaawansowanych pracach nad zastosowaniem specjalnych emalii i tworzyw sztucznych, którymi pokrywa się powierzchnie narażone na erozję.



Rys. 6. Odpylacz bezwładnościowy [1]: 1 – wlot powietrza, 2 – przegrody stożkowe, 3 – oczyszczone powietrze, 4 – wlot oczyszczonego powietrza do silnika

Jedną z najnowszych metod zwiększania odporności erozyjnej materiałów metalowych jest obróbka laserowa. C. H. Chen [28] opublikował wyniki badań erozyjnych kilku gatunków żeliw sferoidalnych poddawanych klasycznej obróbce cieplnej i obróbce laserowej. Podczas obróbki laserowej gwałtowne reakcje zachodzące w przypowierzchniowej warstwie materiału prowadzą do osiągnięcia twardości ok. 1250 HV, podczas gdy twardość ta po klasycznych obróbkach cieplnych wynosi 600÷800 HV. Badania erozyjne prowadzono na specjalnym stoisku badawczym przy użyciu zawiesziny ziaren SiO₂ i SiC w wodzie. Wyniki badań wykazały, że próbki żeliwa tego samego gatunku poddawane obróbce laserowej wykazały 2÷3-krotnie większą odporność erozyjną niż próbki obrabiane cieplnie metodami tradycyjnymi. Jednak procesy obróbki laserowej metali są jeszcze na etapie intensywnych badań i dlatego nie mogą być szerzej stosowane w technice przemysłowej.

*
* *

Przestudiowanie dostępnej literatury pozwala stwierdzić:

• Wraz z rozwojem konstrukcji i zwiększeniem mocy maszyn wirnikowych następuje intensywny rozwój materiałów i technologii stosowanych przy wytwarzaniu elementów silników turbinowych. Rozwój ten ma m.in. na celu zwiększenie odporności tych materiałów na erozję ścierną.

• Literatura nie podaje wyczerpujących i pełnych danych o odporności na erozję ścierną elementów sprężarek we współczesnych silnikach turbinowych pracujących w zapyłonym powietrzu.

• Informacje o odporności na erozję ścierną konstrukcyjnych stali stopowych są fragmentaryczne, a o stalach maraging nie ma żadnych informacji. Nie pozwala to zatem na jednoznaczne określenie wpływu rzeczywistego stanu środowiska w sprężarce silnika turbinowego oraz obróbki cieplnej materiału na erozyjne zużycie łopatek wykonanych z tych stali, a zwłaszcza stali maraging.

LITERATURA

1. M. M. MASLENNIKOW, Ju. G. BECHLI, Ju. I. SALMAN: Gazoturbinnyje dwigatieli dla wiertoletow. Maszynostrojenije 1969.
2. L. E. GINZBURG, E. I. NIKITIN: Opriedielenije zapylenosti wozducha około wiertoletow Mi-1 i Mi-4 w eksploatacyjnych usłowijach (rozdział książki). Maszynostrojenije, 1966.
3. R. F. COBURN: Separator tested to cut engine erosion aviation. *Week and Space Technology*, No 21, vol. 86, 1967.
4. J. E. DE REMER: How gas turbines erode told by sand-dust tests. *SAE Journal*, vol. 58, No 3, 1950
5. G. V. BIANCHINI: T 63 engine sand and tolerances development and field experience. SAE Preprint No 670334, 1967
6. G. L. SHELDON, A. KANHERE: An investigation of impingement erosion using single particles. *Wear*, 21/1, 1972
7. R. KUMAR, A. P. VERMA, G. K. LAL: Nozzle wear during the flow a gas particle mixture. *Wear*, 91/3, 1983
8. J. H. NEILSON, A. GILCHRIST: Erosion by stream of solid particles. *Wear*, 11/2, 1968
9. W. J. HEAD: The development of a model to predict the erosion of materials by natural contaminants. *Wear*, 15/1, 1970
10. W. H. JENNINGS, W. J. HEAD, C. R. MANNING jr: A mechanistic model for prediction of ductile erosion. *Wear*, 40/1, 1976
11. G. SUNDARARAJAN, P. G. SHEWMON: A new model for the erosion of metals at normal incidence. *Wear*, 84/2, 1983
12. A. K. VIJH: Resistance of metals to erosion by solid particles in relation to the solid state cohesion of metals. *Wear*, 39/1, 1976
13. D. G. RICKERBY, N. H. MACMILLAN: The erosion of aluminium by solid particle impingement at normal incidence. *Wear*, 60/2, 1980
14. S. MALKIN: Correlation between solid particle erosion of metals and their melting energies. *Wear*, 68/3, 1981
15. R. C. RICHARDSON: The maximum hardness of strained surfaces and the abrasive wear of metals and alloys. *Wear*, 10/1, 1967
16. W. N. KASZCZEJEW: Abraziwnoje razruszenije twierdych tiel. Nauka, 1970
17. J. L. COLEHOUR, B. W. FERQUHAR: Inlet Vortex. *Journal of Aircraft*, No 1, 1971
18. D. GLENNY, N. G. PYESTOCK: Ingestion of debris into intakes by vortex action. Referat Londyn 1970
19. K. I. MIROSZNICZENKO: Wicher na wchodzie w gazobornik. *Samoletostronjenje i Tiejchnika Wożdusznoego Flota* nr 12, 1967
20. S. SZCZECIŃSKI, R. SZCZEPANIK: Badanie warunków zasysania zanieczyszczeń mechanicznych do wlotów turbinowych silników odrzutowych. *Tiejchnika Lotnicza i Astronautyczna*, nr 3, 1978
21. K. W. WAFIN, L. BARTNIKOW: Raczot pola tieczeni około wożduchozabornika na miest metodami raspliedielonnych stokow istocznikow – płaskij słuczaj. *Awiacionnaja tiejchnika*, nr 1, 1975
22. H. L. KREWSON: Air filtration for prime mover gas turbines. SEA Preprints. No 670732, 1968
23. A. M. KORNIENKO, A. S. KASMAN: Zaszczita łopatok parowych turbin ot erozii. *Elektriczieskije Stancji*, nr 6, 1962
24. E. BICKEL: Testing the abrasion resistance of metallic shot. *The Engineer Digest*, No 3, 1961
25. I. G. GRINCZENKO: Uprocznienije dietalej iz zaropocznych i titanowych spławow. Maszynostrojenije, 1971
26. W. D. CEDROW: Zaszczita awiacionnych dwigatieliej ot priediewriemiennoego iznosa. *Graždanskaja Awiacija*, nr 8, 1955
27. R. WARD, L. BROSSEAU: The reduction of barrel erosion by wear-reducing additives. *Wear*, 1/60, 1980
28. C. H. CHEN, C. J. ALTSTETTER, J. M. RIGSBEE: Laser processing of cast iron for enhanced erosion resistance. *Metallurgical Transaction*, 15A/4, 1984
29. M. M. MASLENNIKOW: Wiertoletnyje gazoturbinnyje dwigatieli. Maszynostrojenije, 1966

Samolot szturmowy

KONSTRUKCJA. Jednomiejscowy, jednosilnikowy, odrzutowy, całkowicie metalowy dolnopłat.

Plat. Obrys trapezowy, skos $21^{\circ}30'$ (w 25% cięciwy), wznios 2° , profil o grubości względnej 10,9% u nasady i 9% przy końcówce. Konstrukcja niedzielona, dwudźwigarowa półskorupowa ze skośnym przednim dźwigarkiem pomocniczym. Płyty pokryć, dźwigary i żebra integralne, frezowane. Wewnątrz kesonu międzydźwigarowego integralne zbiorniki paliwowe. Między dźwigarem przednim a skośnym dźwigarkiem pomocniczym mieści się wnęka podwozia głównego. Na dźwigarze tylnym zawieszono dwuszelinowe dwusegmentowe kłapy i lotki. Konstrukcja kłap i lotek metalowa. Wnętrze spływowej części skrzydła dostępne od góry po otwarciu rzędu wżerników umieszczonych przed kłapami i lotkami. Na nosku skrzydła małe kierownice strug. Największe z nich, usytuowane na przejściu lotka-kłapa są w porównaniu z samolotem Hawk znacznie zmniejszone. Skrzydło jako całość jest mocowane do kadłuba za pomocą sześciu sworzni. Konstrukcja skrzydła jest praktycznie taka sama jak w samolocie Hawk.

Kadłub. Przekrój owalny, konstrukcja półskorupowa całkowicie metalowa, trzyczęściowa. W przedniej części kadłuba znajduje się radar, osłonięty dielektryczną kopułą, wnęka podwozia przedniego, zespoły awioniki i instalacji pokładowych (dostępna przez luk i z obu stron kadłuba), kabina pilota i przedział uzbrojenia (umieszczony pod podłogą kabiny). Kabina pilota usytuowana dość wysoko i wyposażona w fotel wyrzucany Martin Baker Mk. 10H. Oszklenie kabiny dwuczęściowe – wiatrochron i osłona otwierana na bok w prawo. Środkowa część kadłuba, adaptowana bez większych zmian z samolotu Hawk, mieści zbiorniki paliwowe. Pokrycia tej części kadłuba są trawione chemicznie, a wręgi siłowe frezowane. Po obu stronach środkowej części kadłuba znajdują się wloty powietrza o przekroju półkolistym, łączące się w jeden kanał o przekroju kołowym wkomponowanym w strukturę kadłuba. Tylna część kadłuba jest rurą o konstrukcji półskorupowej, obudowującą silnik i noszącą usterzenie. Pod tylną częścią kadłuba jest umieszczony hamulec aerodynamiczny. Cała tylna część kadłuba z usterzeniem może być odejmowana do przeglądu i wymiany silnika.

Usterzenie. Klasyczne, obrysy usterzeń trapezowe, oba usterzenia skośne. Usterzenie poziome płytowe o wzniosie ujemnym -10° . Statecznik pionowy dwudźwigarowy, usterzenie poziome trójdźwigarowe. Ster kierunku metalowy, przekładkowy, z kłapką wyważającą. Pod tylną częścią kadłuba dwie brzechwy ustateczniające.



Sterowanie. Wszystkie powierzchniowe sterowe wychyłane hydraulicznie (układy sterowania zdwojone), kłapka wyważająca steru kierunku wychyłana elektrycznie.

Podwozie. Chowane hydraulicznie do wnętrza w skrzydłach i kadłubie. Podwozie przednie z kołem na widelcu wahaczowym. Podwozie główne z kołami na wahaczach wleczonych. Na kołach głównych hydrauliczne hamulce tarczowe z urządzeniem przeciwblokadowym. Amortyzacja olejowo-gazowa. Wymiary ogumienia: przednie $457 \times 140-203$, główne $559 \times 165-279$.

Zespół napędowy. Silnik turbowentylatorowy Turboméca-Rolls-Royce Adour Mk. 871 bez dopalacza, ciąg 2600 daN.

Instalacje. Paliwowa – zbiorniki kadłubowe i skrzydłowe o łącznej pojemności 1705 l, możliwość podwieszenia zbiorników dodatkowych o łącznej pojemności do 1720 l. Hydrauliczna – ciśnienie 20,7 MPa, sieć dwuobwodowa, zasila układy sterowania płatowcem i podwoziem, pompa awaryjna napędzana wiatrakami wysuwanim z grzbietu kadłuba. Elektryczna – prądnicą na silniku, 2 akumulatory, sieć prądu stałego 28 V i przemiennego 115 V/400 Hz. Klimatyzacyjna – zasilana z upustu sprężarki silnika. Tlenowa – butla, inhalator i maska pilota.

Wyposażenie. Zależnie od przyjętego wariantu radar Westinghouse APG-66, Emerson APG-69, Ferranti Blue Fox lub Blue Falcon, FLIR, laser, HUD, IFF, systemy łączności i nawigacji.

Uzbrojenie. Stałe – 1 lub 2 działka Aden kal. 25 mm (po 100 nabojów). Podwieszane – na 4 zaczepach podskrzydłowych i 1 podkadłubowym, zależnie od wariantu.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Program samolotu Hawk rozpoczęto jeszcze w firmie Hawker Siddeley jako HS-1182 w 1971 r. Pierwszy prototyp oblatano w 1974 r. W produkcji znalazły się wersje:

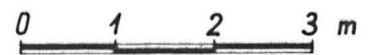
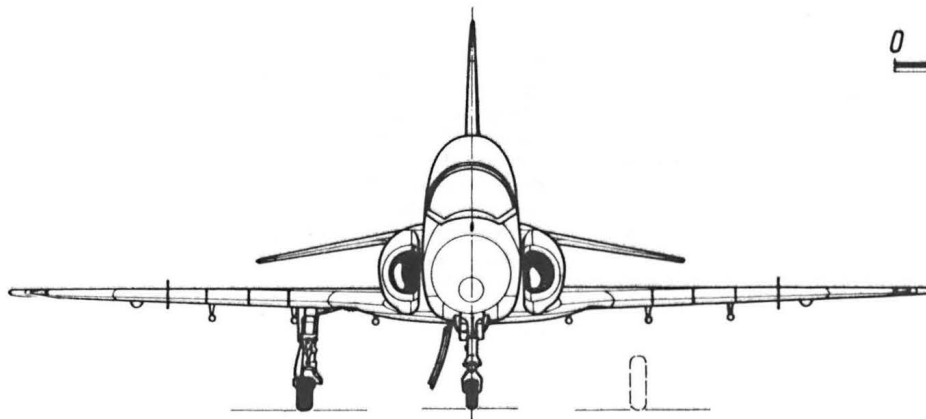
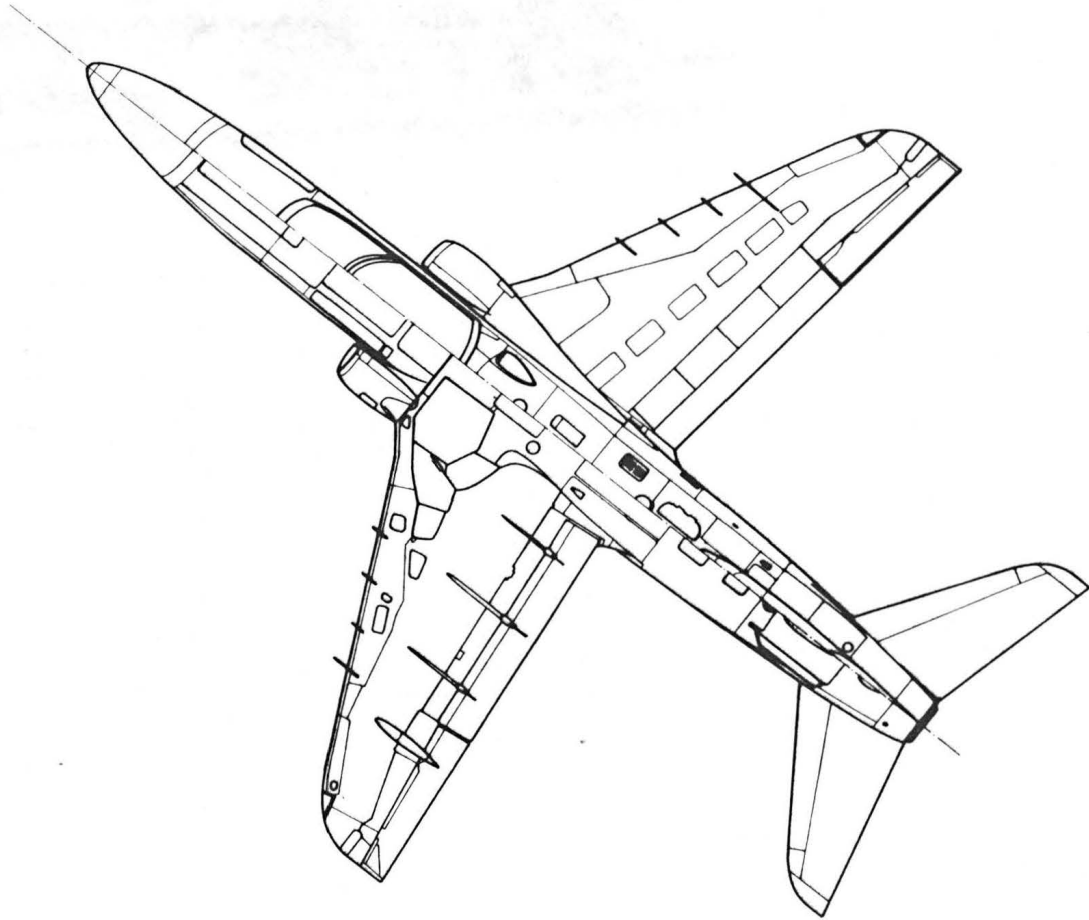
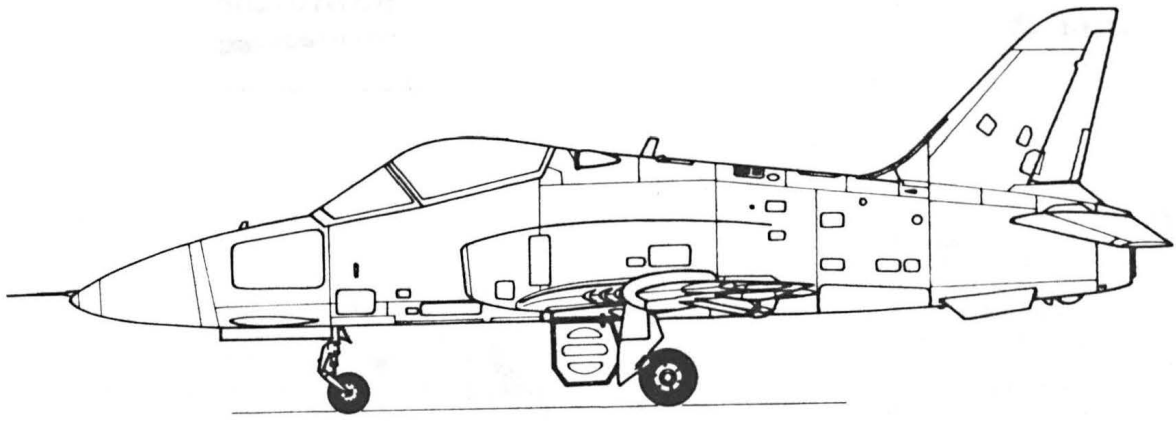
- Hawk T.Mk.1 – podstawowa wersja szkolna, 2 zaczepy podskrzydłowe, silnik Adour 151-01 (2313 daN), wyprodukowano 175 egz.,
- Hawk T.Mk.1a – 4 zaczepy podskrzydłowe, przystosowany do przenoszenia pocisków Sidewinder, dostarczany od 1983 r.,
- Hawk 50 – silnik Adour 851 (2375 daN), większa masa i udźwig, dostarczany do Finlandii, Kenii i Indonezji,
- Hawk 60 – silnik Adour 861 (2535 daN), powiększone możliwości przenoszenia uzbrojenia, dostarczany do Zimbabwe, Dubai, Abu Dhabi, Kuwejtu, Arabii Saudyjskiej i Szwajcarii,
- T-45A Goshawk – wersja licencyjna produkowana w USA od 1981 r. przez koncern McDonnell Douglas dla USNavy, silnik Adour 861-49 (2424 daN), zmodyfikowane podwozie i hak do chwytania lin hamujących, nowa awionika,
- Hawk 100 – rozwinięcie wersji Hawk 60, nowa awionika, zaczep podkadłubowy, silnik Adour 871 (2600 daN).

Samolot szturmowy Hawk 200 jest rozwinięciem tej ostatniej wersji z całkowicie zmienioną przednią częścią kadłuba i nowym wyposażeniem. Prototyp Hawk 200 oblatano 1986-05-19, podlega próbom uległym na rozbiciu.

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	9,39 m	Masa paliwa maks.	3210 kg
Długość	11,38 m	Masa uzbrojenia podwieszanego maks.	3500 kg
Wysokość	4,16 m	Masa startowa maks.	9101 kg
Cięciwa skrzydła u nasady	2,65 m	Obciążenie powierzchni maks.	545,3 kg/m ²
Cięciwa skrzydła przy końcu	0,90 m	Obciążenie ciągu mask.	3,50 kg/daN
Rozpiętość usterzenia	4,39 m	Prędkość dopuszczalna V_{NE}	1,2 Ma
Baza podwozia	3,30 m	Prędkość maks. ($H = 0$)	1037 km/h
Rozstaw podwozia	3,47 m	Prędkość przelotowa ($H = 0$)	1019 km/h
Powierzchnia skrzydła	16,69 m ²	Prędkość ekonomiczna ($H = 12500$ m)	796 km/h
Powierzchnia lotek	1,05 m ²	Prędkość min. z kłapami	197 km/h
Powierzchnia kłap	2,50 m ²	Wznoszenie maks.	58,5 m/s
Powierzchnia hamulca aerodynamicznego	0,53 m ²	Pułap	15250 m
Powierzchnia statecznika pionowego	2,61 m ²	Promień działania (hi-lo-lo-hi)	617 km
Powierzchnia steru kierunku	0,58 m ²	Zasięg norm./maks.	892/3610 km
Powierzchnia usterzenia poziomego	4,33 m ²	Rozbieg (maks. masa podwieszana)	1585 m
Wydłużenie skrzydła	5,28	Start na 15 m H (jw.)	2134 m
Wydłużenie usterzenia poziomego	4,45	Lądowanie z 15 m (masa 4550 kg)	1250 m
Masa własna	4128 kg	Lądowanie z 15 m (jw. ze spadochronem hamującym)	854 m
Masa paliwa wewnętrznego	1360 kg		

T.M.



Samolot sportowy kategorii ULM

KONSTRUKCJA. Jednosilnikowy, dwumiejscowy górnopłat zastrzałowy o konstrukcji mieszanej.

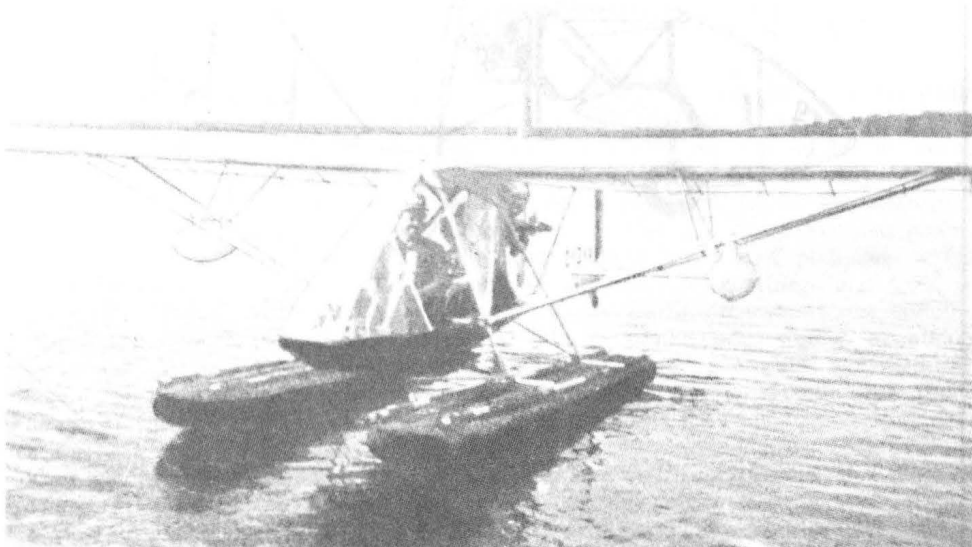
Plat. Obrys prostokątny, profil Marsden UA 80 1 (mod.) wznios 2,2°. Konstrukcja dwudzielna, dwudźwigarowa; dźwigary z rur duralowych, nosek i spływ usztywnione profilami duralowymi, żeberka kształtowane z rurek duralowych, pokrycie dakronowe. W skład szkieletu każdego skrzydła wchodzi 13 żeberk. Skrzydła są w połowie rozpiętości podparte zastrzałami w kształcie liter V. Na zastrzałach podwieszono zbiorniki paliwowe. Lotki bezszczelinowe. Konstrukcja lotek: szkielet duralowy, pokrycie z dakronu. Maks. współczynnik siły nośnej C_L dla zastosowanego profilu wynosi 2.

Kadłub. Konstrukcyjnie podzielony na dwie części. Część przednią tworzy gondola kabinowa o strukturze wykonanej z rurek duralowych obciągniętych dakronem. Miejsca załogi jedno za drugim. Kratownica z rurek wyprowadzona z konstrukcji gondoli niesie skrzydła i łożo silnika. Do dolnej części gondoli jest mocowane podwozie główne i belka ogonowa. Przód gondoli oszklony jest rozwijalnymi szybami z Lexanu. Tylną część kadłuba tworzy duralowa rura o dużej średnicy, na której końcu jest mocowane usterzenie i podwozie tylne.

Usterzenie. Usterzenie w układzie klasycznym. Obrysy usterzeń trapezowe, profile płaskie. Konstrukcja usterzeń: ramy z rurek duralowych, pokrycie dakronowe. Stery wysokości i kierunku zawieszono na zwiasach ciągłych (szarniowych) i wyposażone w klapy kwatające.

Sterowanie. Sterownice zdwojone, stery wysokości i kierunku wychylane za pomocą układów linkowych, lotki sterowane różnicowo układem ciągnowo-dźwigniowo-linkowym z użyciem cięgien Teleflex.

Podwozie. Stałe, trójkołowe z kołem tylnym, niehamowane. Podwozie główne trójgoleniowe, koła zawieszono na osiach mocowanych półwahaczowo, amortyzacja – sznury gumowe. Podwozie tylne z kółkiem na widełcu, na stałe połączone z dźwigarkiem steru kierunku i razem z nim sterowane, amortyzacja – sznur gumowy. Wymiary kół: główne – 0,40 × 0,10 m, tylne 0,115 × 0,03 m.



Zespół napędowy. Reduktorowy, dwucylindrowy, chłodzony powietrzem silnik Rotax 503 o mocy maks. 34,5 kW przy obrotach 106 s⁻¹. Przełożenie przekładni silnika 2,58:1. Rozruch silnika ręczny z przedniego fotela. Śmigło dwułopatowe drewniane o stałym skoku.

Instalacje i wyposażenie. Paliwowa – dwa kompozytowe zbiorniki o kształcie cygara i kwadratowym przekroju, podwieszono w połowie długości zastrzałów skrzydłowych, łączna pojemność 40 l, paliwo – mieszanka benzyny samochodowej BA-96B Super z olejem M-2T w proporcji 50:1. Olejowa – w skrzyni przekładniowej mieści się 0,4 l oleju SAE 90GL-5/PP-90H. Tablica przyrządów tylko przed przednim fotelem, standardowy zestaw przyrządów tworzą prędkościomierz, wysokościomierz, wariometr i kontroler pracy zespołu napędowego (obrotu i temperatura spalin).

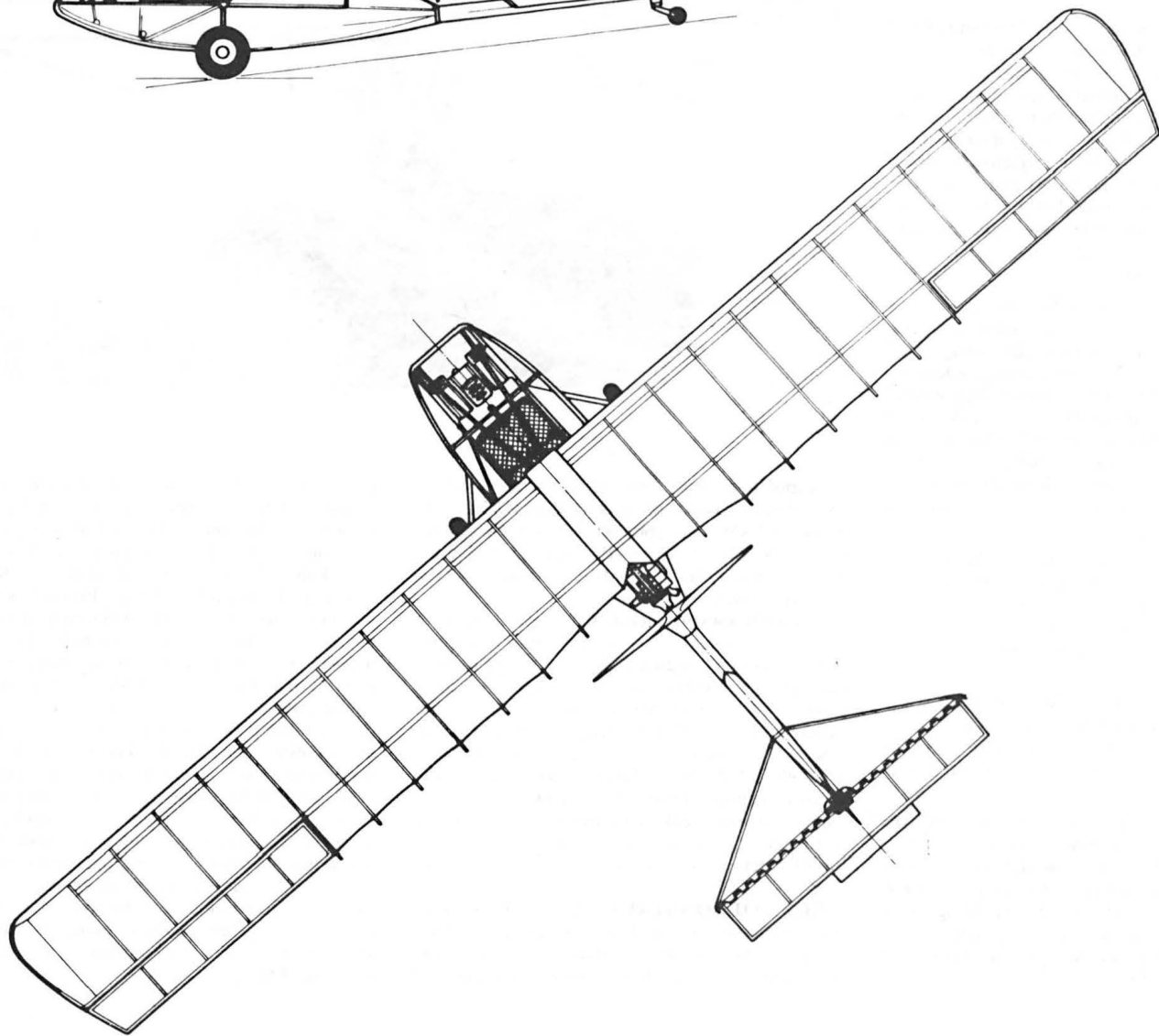
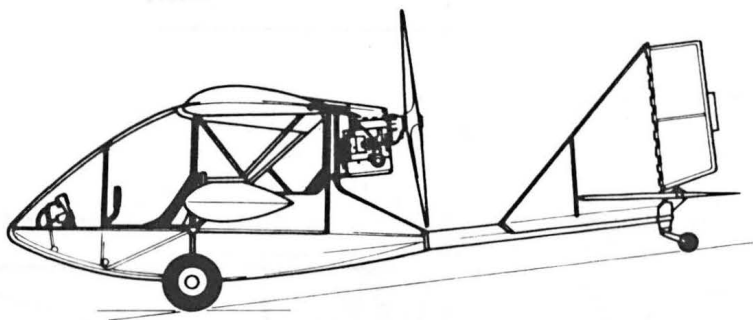
ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Samolotik ten został skonstruowany w Kanadzie przez polskiego emigranta Włodzimierza Talańczuka na początku lat osiemdziesiątych. Jego prototyp oblatano 15

października 1983 r. Samolot, oznaczony WT-2 i nazwany Chinook, bardzo szybko zyskał przychylną ocenę użytkowników, którzy budowali go z zestawów do samodzielnego montażu, produkowanych przez konstruktora przy współudziale firmy Birdman Ent. Ltd. (Edmonton, Alberta). Przyjęcie koncepcji samolotu dwumiejscowego miało na celu nie tylko umożliwienie latania dwóm osobom, lecz przede wszystkim zapewnienie możliwości tworzenia wersji o utylitarnym przeznaczeniu pozasportowym. Pierwszą taką wersją była wersja rolnicza, zademonstrowana w Chinach. Zdobyła tam wielkie uznanie, które zaowocowało negocjacjami kontraktowymi na dostawę zestawów do montażu i produkcję licencyjną aż 5000 egz. Przedwczesna śmierć W. Talańczuka nie pozwoliła na finalizację kontraktu. Sama koncepcja ultralekkiego samolotu rolniczego zrealizowanego w taki właśnie sposób musi zasługiwać na szczególną uwagę, gdyż wydaje się niezwykle obiecująca. Samolot Chinook charakteryzuje się dużą poprawnością pilotażu i zupełnie niezłymi osiągnięciami. Produkcja zestawów Chinooka jest kontynuowana przez Birdman Ent. Ltd.

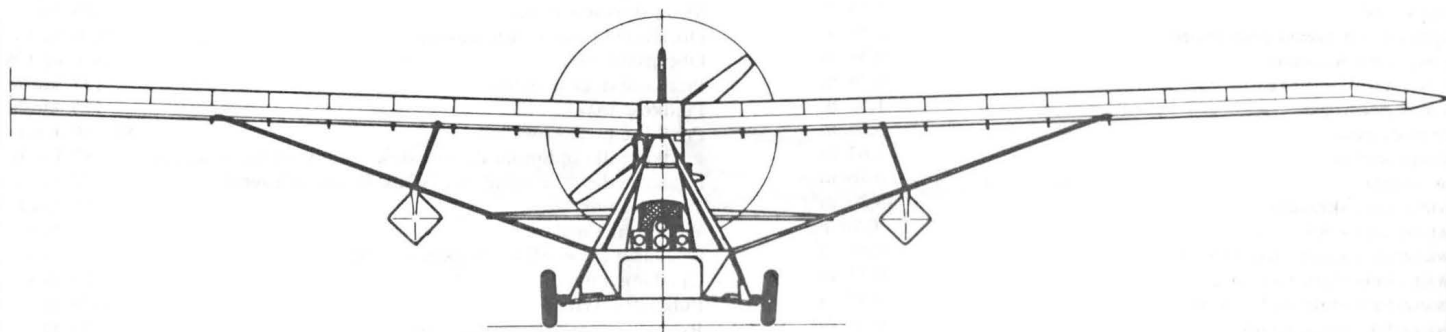
DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	11,30 m	Wydłużenie skrzydła	9,25
Długość	5,30 m	Wydłużenie usterzenia poziomego	3,58
Wysokość	1,80 m	Masa własna	175 kg
Cięciwa skrzydła	1,28 m	Masa użyteczna	147 kg
Cięciwa lotki	0,36 m	Masa startowa maks.	350 kg
Rozpiętość usterzenia poziomego	2,56 m	Obciążenie powierzchni nośnej	25,36 kg/m ²
Cięciwa steru wysokości	0,36 m	Obciążenie mocy	10,1 kg/kW
Cięciwa steru kierunku	0,38 m	Prędkość dopuszczalna	137 km/h
Rozstaw podwozia	1,56 m	Prędkość maks.	115 km/h
Baza podwozia	3,56 m	Prędkość przelotowa	88 ÷ 96 km/h
Średnica śmigła	1,63 m	Prędkość dla optimum doskonałości (silnik na biegu luzem)	84 km/h
Skok śmigła	0,76 m	Prędkość dla min. opadania (silnik na biegu luzem)	72 km/h
Powierzchnia skrzydła	13,80 m ²	Prędkość min.	56 km/h
Powierzchnia lotek	2 × 0,80 m ²	Wznoszenie maks.	3,6 m/s
Powierzchnia statecznika pionowego	0,68 m ²	Opadanie (V = 80 km/h, bieg luzem)	3,1 m/s
Powierzchnia steru kierunku	0,37 m ²	Opadanie min.	1,8 m/s
Powierzchnia statecznika poziomego	0,92 m ²	Pułap praktyczny	4000 m
Powierzchnia steru wysokości	0,90 m ²	Rozbieg (nawierzchnia trawiasta)	75 m
Powierzchnia trymera steru kierunku	0,02 m ²	Dobieg	125 m
Powierzchnia trymera steru wysokości	0,09 m ²		

T. M.



0 1 2 m



17. Własności lotne (samolotu), właściwości lotne, właściwości pilotażowe

- Ang.** flying qualities, handling (characteristics); flight characteristics
Niem. Flugeigenschaften (fpl); Flugverhalten (n)
Fr. qualités (fpl) de vol, caractéristiques (fpl) de l'avion en vol; qualités (fpl) de pilotage
Ros. летные качества, летные свойства, летные характеристики; пилотажные качества

Polski termin własności lotne jest nieco szerszy niż termin właściwości pilotażowe. Oznacza on ogólnie charakterystyki zachowania się samolotu przy wszelkich stanach lotu i manewrach w locie i na ziemi lub wodzie. W związku z tym obejmuje zagadnienia: sterowności i zwrotności, możliwości wyważenia sił na sterownicach w poszczególnych stanach lotu, stateczności statycznej i dynamicznej, zachowania się w przeciągnięciu, w akrobacji (w tym korkociągu) oraz manewrowania i stateczności w ruchu na ziemi lub wodzie. Nie należy mylić właściwości lotnych z **właściwościami lotno-technicznymi** lub **danymi lotno-technicznymi** czy też **danymi lotno-taktycznymi**, jak niektórzy nazywają **osiągi** samolotu, zwłaszcza wojskowego. Jest to tym bardziej mylące, że zarówno angielskie flight characteristics, jak niemieckie Flugeigenschaften czy francuskie qualités de vol i odpowiednie terminy rosyjskie mogą być używane również ogólnie, to znaczy jako zarówno własności lotne, jak i osiągi.

18. Zwrotność (samolotu)

- Ang.** maneuverability, manoeuvrability
Niem. Manövrierfähigkeit (f), Wendigkeit (f)
Fr. maniabilité (f), manoeuvrabilité (f), qualité (f) de maniement, qualité manoeuvrière
Ros. маневренность

Zwrotność jest to zdolność samolotu do wykonywania określonych manewrów (w locie lub na ziemi czy wodzie) w jak najkrótszym czasie lub na jak najmniejszej przestrzeni, jednak bez przekraczania ograniczeń eksploatacyjnych (np. dopuszczalnych prędkości czy współczynników obciążenia). Zwrotność może zależeć od sterowności, ale nie należy jej utożsamiać ze sterownością: samolot może być bardzo zwrotny, ale może wymagać dużych sił na sterownicach dla pełnego wykorzystania jego zwrotności. Francuskie terminy maniabilité i manoeuvrabilité są używane w obu znaczeniach, tzn. jako zwrotność i jako sterowność! W lotnictwie wojskowym używa się również terminu **manewrowość**. Jest on bliskoznaczny ze zwrotnością, ale nieco rozszerzony: obejmuje także sterowność oraz zdolność samolotu do szybkiego rozpędzania i zmniejszania prędkości w locie.

19. Własności na ziemi i na wodzie

- Ang.** ground and water handling characteristics, ground and water manoeuvres
Niem. Verhalten (n) auf dem Boden und auf dem Wasser

- Fr.** qualités (fpl) (d'évolutions) au sol et à flot
Ros. поведение на земле и на плаву

Własności na ziemi i na wodzie (te ostatnie – w przypadku wodnosamolotu) przepisy zdatowności samolotów na ogół zalicza się do własności lotnych, prawdopodobnie ze względu na to, że (oprócz oddziaływania podłoża) działają tu na samolot również siły aerodynamiczne. Do własności w ruchu na ziemi zalicza się: stateczność podłużną, z uwzględnieniem ewentualnych tendencji do wahań podłużnych lub podskoków („kangurów”), sterowność podłużną, w tym – zdolność do uniesienia koła przedniego lub tylnego przy rozbiegu, sterowność kierunkową, zwłaszcza możliwość opanowania samolotu przy przerwaniu pracy jednego silnika przy starcie, ewentualne skłonności do zarzucenia oraz możliwość opanowania wpływu wiatru bocznego. Do głównych własności na wodzie, zgodnie z przepisami zdatowności, należą: stateczność podłużna na wodzie z uwzględnieniem charakterystyk galopowania (patrz 20), ewentualne tendencje do zarzucenia na wodzie (z uwzględnieniem wiatru bocznego), a także charakterystyki rozbryzgu, z punktu widzenia ograniczenia widoczności z miejsca pilota oraz narażenia na uszkodzenia bryzgiami śmigieł, silników i innych części wodnosamolotu lub amfibii.

20. Galopowanie (wodnosamolotu w ślizgu)

- Ang.** porpoising
Niem. Stampfen (n), Stampfschwingung (f), Schaukeln (n)
Fr. tangage (m), galop (m)
Ros. „барсение, продольные колебания (гидросамолета)

Galopowanie jest to rytmiczny ruch względem osi poprzecznej, ze stosunkowo nieznacznymi przemieszczeniami pionowymi, na przemian zadzierania i opuszczania dzioba, przypominający sposób pływania delfinów i innych waleni (angielska nazwa porpoising pochodzi od porpoise = morświn). Galopowanie jest postacią niestateczności dynamicznej, którą pilot może w pewnym stopniu tłumić, wychylając w porę ster wysokości; może ją też zainicjować lub pogłębić przez nieskoordynowane ruchy sterownicą (tzn. PIO = Pilot-Induced-Oscillations-wahania wzbudzone przez pilota). Bezpośrednią przyczyną galopowania jest utrzymywanie przez pilota za małego lub za dużego kąta przegłębienia (za bardzo na dziób lub na rufę) i w wyniku – gwałtowne zadzieranie lub pochylanie. Galopowaniu sprzyja gładka powierzchnia wody, bez zmarszczek (przy bezwietrze), ale też może ono wystąpić przy regularnym układzie fal (rytmiczne impulsy mogą zainicjować wahania podłużne). Zakres kątów przegłębienia, przy których galopowanie nie zagraża, może być mniejszy lub większy dla różnych prędkości ruchu na wodzie i zmieniać się przy zmianie konfiguracji samolotu (zwłaszcza wychylenia klap). Gwałtowność galopowania jest tym większa, im lżejszy jest samolot, a ściślej, im ma mniejszy moment bezwładności względem osi poprzecznej.

K.D.

Zdatność do lotu małych samolotów w wymaganiach brytyjskich BCAR, Section S (I)

Od Redakcji

Szybkie upowszechnienie i rozwój samolotów klasy zwanej (pod wpływem terminologii amerykańskiej) ultralekką doprowadziły do wydania w różnych krajach wymagań dotyczących ich zdatności do lotu.

W W. Brytanii ukazały się przepisy BCAR Section S Small Light Aeroplanes (CAP 482), oparte na przepisach JAR 22, czyli brytyjskie i europejskie przepisy dla szybowców i motoszybowców. Przepisy te, po opublikowaniu wydania wstępnego (Advance Copy), są rozwijane i dopracowywane, zaś opublikowany materiał służy wstępnemu zapoznaniu zainteresowanych konstruktorów i użytkowników z warunkami, które będą musiały być spełnione dla uzyskania zezwolenia na wykonywanie lotów (chodzi o „Permit to Fly”).

Poniżej podajemy **podstawowe** wymagania, pozwalające zorientować się co do wymiarujących przypadków obciążeń oraz decydujących założeń tych (przyszłych) przepisów. Podany tekst jest **skrót**em i nie zastępuje pełnego wydania przepisów, ma on służyć jedynie orientacji co do podstawowych wielkości liczbowych oraz założeń.



CZEŚĆ A – OGÓLNE i CZEŚĆ B – LOT

Zastosowanie

BCAR cz. S odnosi się do samolotów:

- (i) mających nie więcej niż dwie osoby na pokładzie,
- (ii) których masa własna nie jest większa niż 150 kg,
- (iii) których powierzchnia nośna nie jest mniejsza niż 10 m²,
- (iv) których stosunek masy własnej do powierzchni nośnej nie jest większy od 10 kg/m²,

Chociaż wymaga się, aby samoloty o masie własnej do 70 kg włącznie, mające miejsce dla jednej osoby na pokładzie, spełniały te wymagania, jeżeli nie są przewidziane do transportu publicznego albo do prac z powietrza, są one jednak usilnie zalecane. Jeżeli wymagań cz. S nie można zastosować do jakiegoś rozwiązania konstrukcyjnego lub jego cech szczególnych, należy zwrócić się do Nadzoru Lotniczego w celu ustalenia wymagań.

Dla samolotu, który zostaje dopuszczony do lotu na podstawie niniejszych wymagań, jest dozwolone użytkowanie do lotów bez akrobacji. Dozwolone są:

- (1) wszystkie manewry, potrzebne do normalnego lotu,
- (2) przeciągnięcie,
- (3) głębokie zakręty, przy czym kąt przechylenia nie może być większy niż 60°.

Zakres wyważenia

Wymaga się, aby zakres dopuszczalnych położenia środka masy nie był mniejszy od tego, który odpowiada masie osób na pokładzie od jednego pilota o masie 55 kg do maksymalnej podanej masy pilota i pasażera, przy czym musi ona wynosić co najmniej 90 kg na osobę.

Zakres masy

Wymaga się, aby dopuszczalna masa w locie nie była mniejsza od sumy masy własnej samolotu, masy osób liczonych po 90 kg oraz minimalnego wyposażenia i pełnego paliwa.

Osiągi

Start

Długość startu określa się dla startu z suchej, poziomej nawierzchni trawiastej i jest to długość od początku rozbiegu do osiągnięcia wysokości 15 m przy prędkości 1,3 V_{S1} albo $V_{S1} + 10$ węzłów ($V_{S1} + 18,6$ km/h), przy czym jest wymagana wartość większa. V_{S1} oznacza prędkość przeciągnięcia (albo, jeżeli prędkości przeciągnięcia nie można uzyskać, minimalną prędkość lotu ustalonego) dla samolotu w danej konfiguracji. V_{S0} oznacza analogiczną prędkość przy kłapach wychylonych do lądowania.

Wznoszenie

Czas od oderwania od ziemi do osiągnięcia wysokości 1000 stóp (304,8 m), sprowadzony do warunków Atmosfery Wzorcowej, nie może przekraczać 4 min, przy czym moc nie może być wyższa od startowej, podwozie może być wciągnięte i nie mogą być przekroczone ograniczenia temperatury zespołu napędowego.

Lądowanie

Długość lądowania określa się dla maksymalnej masy, dla zalecanej prędkości podejścia na wysokości 15 m, przy czym prędkość ta nie może być mniejsza od 1,3 V_{S0} lub $V_{S0} + 10$ węzłów ($V_{S0} + 18,6$ km/h) – wymagana jest wartość większa. Warunki pracy silnika, takie, jakie mają podane w Instrukcji Użytkownika jako zalecane przy lądowaniu.

Sterowność

Wymaga się, aby samolot był bezpiecznie sterowany przy:

- starcie z maksymalną mocą startową,
- wznoszeniu,
- locie poziomym,
- zniżaniu,
- lądowaniu z mocą i bez mocy,
- w przypadku nagłego zatrzymania silnika.

Wymaga się także, aby były dokładnie zbadane – jeżeli występują – istotne zmiany charakterystyki w locie, wywołane przez deszcz, a także wszelkie nietypowe właściwości zauważone podczas prób w locie.

Dopuszczalne maksymalne siły na sterownicach dla układu klasycznego, które nie mogą być przekraczane przy żadnej mocy silnika, są podane w tabl. 1. Może okazać się, że podanych wartości nie można osiągnąć przy sterowaniu przesunięciem ciała pilota, wtedy obowiązuje uzgodnienie przyjmowanych wartości z Nadzorem.

Sterowność podłużna

Przy każdej prędkości mniejszej niż 1,3 V_{S1} musi być możliwe szybkie opuszczenie nosa w celu uzyskania prędkości 1,3 V_{S1} , zaś przy prędkości V_{DF} musi być możliwe podniesienie nosa.

Sterowność poprzeczna i kierunkowa

Zmiana kierunku zakrętu z przechyleniem 30° na przeciwny z tym samym przechyleniem musi być możliwa w czasie nie dłuższym niż 5 s, przy prędkościach lotu od 1,3 V_{S1} do V_{NE} bez powodowania nadmierne-go ślizgu, przy podwoziu wypuszczonym i kłapach (jeżeli są) – w położeniu do lądowania.

Przy stałej prędkości lotu powiększenie współczynnika obciążenia musi wymagać powiększenia siły na drążku. Do uzyskania dopuszczalnego współczynnika obciążenia pionowego siła na drążku musi wynosić co najmniej 7 daN. Dla samolotów sterowanych przesunięciem ciężaru wartości sił muszą być uzgadniane z Nadzorem.

Wyważanie

Prędkości wyważenia podłużnego, poprzecznego i kierunkowego muszą mieścić się między $1,3 V_{S1}$ a $2,0 V_{S1}$ dla każdej mocy silnika i dla skrajnych położen środka masy.

Stateczność

Ogólne

Jest wymagana ogólnie „właściwa” stateczność oraz „czucie” samolotu (te właśnie słowa zostały użyte w tekście) we wszystkich warunkach odpowiadających normalnej eksploatacji.

Sterowność statyczna podłużna

W podanym niżej zakresie warunków lotu i prędkości wymaga się dodatniej pochodnej siły na drążku względem prędkości. Dla samolotów z trymerem jest wymagany powrót (po wytrąceniu z równowagi podłużnej) do prędkości wyważenia – dopuszczalne odchylenie wynosi 10%.

Warunki, w których musi być wykazana stateczność samolotu, są następujące:

- a) wznoszenie:
 - prędkość $1,4 V_{S1}$,
 - podwozie schowane,
 - klapy w położeniu do wznoszenia,
 - moc maksymalna,
- b) przelot:
 - prędkość – maks. lotu poziomego $1,4 V_{S1}$,
 - V_{NE} (maks. obliczeniowa prędkość nurkowania),
 - podwozie schowane,
 - klapy nie wychylone,
- c) podejście do lądowania:
 - prędkość – zalecana prędkość podejścia,
 - podwozie wypuszczone,
 - klapy w położeniu do lądowania,
 - moc – zalecana do podejścia
 - zdławiona.

Stateczność poprzeczna i kierunkowa

Przy wychyleniu steru kierunku i lotek w przeciwnych kierunkach wzrost kąta ślizgu musi wymagać wzrostu kąta wychylenia sterownicy poprzecznej (choć niekoniecznie liniowego). Siła na sterownicy kierunku musi rosnać z kątem ślizgu.

Stateczność dynamiczna

Wymaga się, aby w zakresie od prędkości przeciągnięcia do V_{DF} , ze sterem trzymanym i puszczoneym i dla każdej mocy silnika, oscylacje podłużne były silnie tłumione.

Przeciągnięcie

Przeciągnięcie symetryczne

Wymaga się, aby w locie poziomym prostoliniowym aż do wystąpienia przeciągnięcia było możliwe sterowanie poprzeczne i kierunkowe za pomocą odpowiednich sterów (przy czym kierunek wychylenia

sterów musi być zgodny z kierunkiem ruchu, nie może występować odwrotna reakcja).

Przy przeciągnięciu nie może występować tendencja do korkociągu, przy wyprowadzeniu musi być możliwe zapobieżenie wystąpieniu przechylenia większego niż 20° .

Wymagane jest określenie utraty wysokości przy przeciągnięciu.

Musi być to udowodnione przy:

- wszystkich położeniach klap,
- podwoziu schowanym i wypuszczonym,
- wyważeniu na $1,4 V_{S1}$ (jeśli jest klapka wyważająca),
- mocy maks. ciągłej i biegu luzem silnika.

Przeciągnięcia w zakręcie

Po przeciągnięciu w prawidłowym zakręcie z przechyleniem 30° nie może wystąpić nadmierna („nie do opanowania”) tendencja do przechylania ani korkociągu. Wymaga się określenia utraty wysokości w warunkach jak dla przeciągnięcia w locie prostoliniowym.

TABLICA 1

	Pochylenie, daN	Przechylenie, daN	Odchylenie, daN	Uruchamianie klap i podwozi, daN
Wartości przy przyłożeniu krótkotrwałym	20	10	40	10
Wartości przy przyłożeniu przez dłuższy czas	2	1,5	101	

Wyprowadzanie z przeciągnięcia

Jeżeli nie występuje ostrzeżenie przed przeciągnięciem wymaga się, aby po przeciągnięciu w locie prostoliniowym:

- samolot dawał się sterować lotkami, przy sterze kierunku w położeniu neutralnym,
- przy lotkach i sterze kierunku w położeniu neutralnym nie występowała tendencja do opuszczania skrzydła.

Jeżeli zaś samolot nie spełnia powyższych warunków wymagane jest, aby we wszystkich konfiguracjach (tj. dla wszystkich kombinacji położen klap i podwozia), zarówno w locie prostoliniowym, jak i w zakręcie występowało ostrzeżenie przed przeciągnięciem. Ostrzeżenie może być aerodynamiczne (np. buffeting) albo może pochodzić od odpowiedniego urządzenia, musi być wyraźne i nie może pojawiać się przy normalnych prędkościach lotu.

Korkociąg

Warunki dla samolotu, który ma być dopuszczony do zamierzonego wykonywania korkociągu, muszą być ustalone z Nadzorem.

Sterowność na ziemi

Sterowność i stateczność kierunkowa

Nie może występować nie dająca się opanować tendencja do zarzucania, wymaga się sterowności przy kołowaniu, wielkość dopuszczalnego wiatru bocznego do startu i lądowania musi być określona w próbach. Zalecenia wynikające z tych prób muszą się znaleźć w Instrukcji Użytkownika w Locie

Różne

Drgania i nadmierny buffeting nie mogą występować do prędkości V_{DF} przy żadnej dopuszczalnej mocy silnika.

Opracował A. K.

Lotniskowy kod referencyjny ICAO

Doc. dr hab. inż. ANTONI ŚWIĄTECKI

Politechnika Warszawska

Podany w Aneksie 14 [1] kod referencyjny (zalecający) Międzynarodowej Organizacji Lotnictwa Cywilnego został zasadniczo zmieniony w stosunku do sugerowanego w poprzednich latach (przed wydaniem obecnej wersji Aneksu 14 w 1983 r.). Poprzedni kod opierał się na podstawowej długości drogi startowej podanej w określonych granicach, w porządku malejącym, i oznaczonej literami od A do E. Podstawowa długość drogi startowej była długością drogi startowej wybraną do projektowania lotniska, wymaganą do startu lub lądowa-

TABLICA 1. Kod referencyjny lotniska (wg Aneksu 14 z 1983 r.)

Pierwszy element kodu		Drugi element kodu		
cyfra kodu	referencyjna długość startu samolotu D , m	litera kodu	rozpiętość skrzydeł Y , m	odległość pomiędzy zewnętrznymi krawędziami opon skrajnych kół głównego podwozia U , m
1	$D < 800$	A	$Y < 15$	$U < 4,5$
2	$800 \leq D < 1200$	B	$15 \leq Y < 24$	$4,5 \leq U < 6$
3	$1200 \leq D < 1800$	C	$24 \leq Y < 36$	$6 \leq U < 9$
4	$1800 \leq D$	D	$36 \leq Y < 52$	$9 \leq U < 14$
		E	$52 \leq Y < 60$	$9 \leq U < 14$

TABLICA 2. Wybrane pozycje z klasyfikacji samolotów wg [3]

Model samolotu	Cyfra i litera kodu	Długość referencyjna startu samolotu, m	Rozpiętość skrzydeł, m	Odległość pomiędzy zewnętrznymi krawędziami opon skrajnych kół głównego podwozia, m
DHC-2 Beaver	1A	381	14,6	3,3
Beech A24R Sierra	1A	603	20,0	3,9
Beech King Air C90	1B	488	15,3	4,3
DHC-3 Otter	1B	497	17,7	3,7
Learjet 24I	2A	1005	10,9	2,5
Learjet 28/29	2A	912	13,4	2,5
Learjet 54	3A	1217	13,4	2,5
HS 125-400	3A	1646	14,3	3,3
Canadair CL600	3B	1310	18,8	3,6
Fokker F28-1000	3B	1646	23,6	5,8
Antonow An-24	3C	1600	29,2	8,8
DC-9-20	3C	1551	28,5	6,0
B727-100	4C	2502	32,9	6,9
Concorde	4C	3400	25,5	8,8
DC 10-30	4D	3170	50,4	12,6
IL-62M	4D	3280	43,2	8,0
B747-100	4E	3060	59,6	12,4
B747-SP	4E	2710	59,6	12,4

nia w warunkach atmosfery wzorcowej na poziomie morza, przy pogodzie bezwietrznej i zerowym spadku drogi startowej [2]. Obecny kod referencyjny zawiera dwa elementy. Element pierwszy¹⁾, cyfrowy, lotyczy osiągnięć samolotu określonych tzw. długością referencyjną startu samolotu²⁾. Element drugi (literowy) odnosi się do wymiarów samolotu, a mianowicie do rozpiętości skrzydeł i odległości między zewnętrznymi krawędziami opon skrajnych kół głównego podwozia.

¹⁾ Omówienie pierwszego elementu kodu referencyjnego oparto na informacjach podanych w [2] i [3].

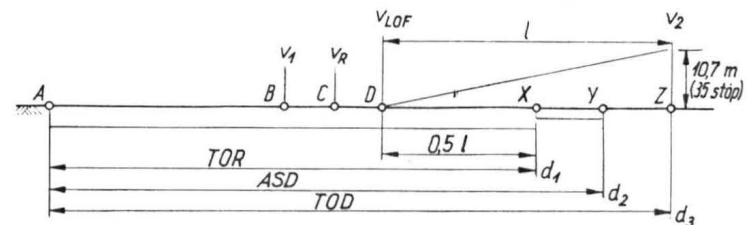
²⁾ Termin długość referencyjna startu samolotu przyjęto za odpowiednik terminu angielskiego aeroplane reference field length. Podobny odpowiednik jest przyjęty w wersjach francuskich wydawnictw ICAO: le distance de reference de l'avion.

Wartości liczbowe odpowiadające poszczególnym znakom kodu podano w tabl. 1.

Sformułowane w ten sposób elementy kodu powodują konieczność ustalenia w pierwszej kolejności (tak jak w przypadku klasyfikacji FAA), jakie samoloty będą korzystały z lotniska. W tej ustalonej grupie samolotów o cyfrze kodu decyduje samolot wymagający największej długości referencyjnej. Podobnie litera kodu musi odpowiadać samolotowi (może to być inny samolot z tej samej grupy niż wybrany poprzednio) o największej rozpiętości skrzydeł lub największej odległości między zewnętrznymi krawędziami opon skrajnych kół głównego podwozia, w zależności od tego, której z tych dwóch wartości stawia się wyższe wymagania. Np. gdy samolotowi o największej rozpiętości skrzydeł odpowiada litera C, a samolotowi o największej odległości między zewnętrznymi krawędziami kół litera D, wybiera się literę kodu D.

Długość referencyjna jest podawana w uprawomocnionych instrukcjach użytkowania samolotu w locie (instrukcjach pilotażu) lub przez wytwórnę. Samoloty mogą być klasyfikowane za pomocą cyfr i liter kodu. Taką klasyfikację, obejmującą ok. 100 samolotów, podano w [3]. Przykładowe pozycje z tej klasyfikacji przedstawia tabl. 2.

Długość referencyjna startu samolotu jest najmniejszą długością niezbędną do startu, przy maks. masie startowej, na poziomie morza, w warunkach atmosfery wzorcowej, przy pogodzie bezwietrznej i zerowym spadku drogi startowej [3]. Wg [1] może to być również równoważna długość drogi startowej³⁾, jeżeli to pojęcie jest stosowane.



Rys. 1. Długości w przypadku nieczynnego krytycznego silnika [3]: TOR – długość rozbiegu (długość drogi startowej), ASD – długość przerwane go startu, TOD – długość startu

Długość startu (take-off distance) jest odległością między punktem rozpoczęcia startu (początek drogi startowej) a punktem, nad którym samolot znajduje się na wysokości 10,7 m (35 stóp). Ustalając długość startu bierze się pod uwagę start normalny przebiegający bez zakłóceń, tj. ze wszystkimi silnikami pracującymi, oraz start, podczas którego przestał działać jeden z silników. W tym ostatnim przypadku są możliwe dwa rozwiązania: zaniechanie lub kontynuowanie startu. Przyjęcie właściwego rozwiązania zależy od prędkości, jaką miał samolot w chwili, gdy pilot zauważył uszkodzenie silnika. Jeżeli ta prędkość była mniejsza od tzw. prędkości decyzji v_1 , pilot powinien rozpocząć hamowanie i zatrzymać samolot, jeżeli większa – kontynuować start. Prędkość decyzji nie jest stałą prędkością odpowiadającą każdemu samolotowi, lecz może być wybrana przez pilota w zależności od długości startu i tzw. długości przerwane go startu (jakie ma pilot do dyspozycji) oraz masy samolotu przy starcie, charakterystyki drogi startowej i warunków atmosferycznych (rys. 1). Długość przerwane go startu jest sumą długości, na której samolot osiągnął prędkość v_1 i długości, na której może się zatrzymać. Normalnie jest wybierana większa prędkość decyzji przy większej długości przerwane go startu. Ogól-

³⁾ Termin równoważna długość drogi startowej przyjęto za odpowiednik terminu angielskiego balanced field length.

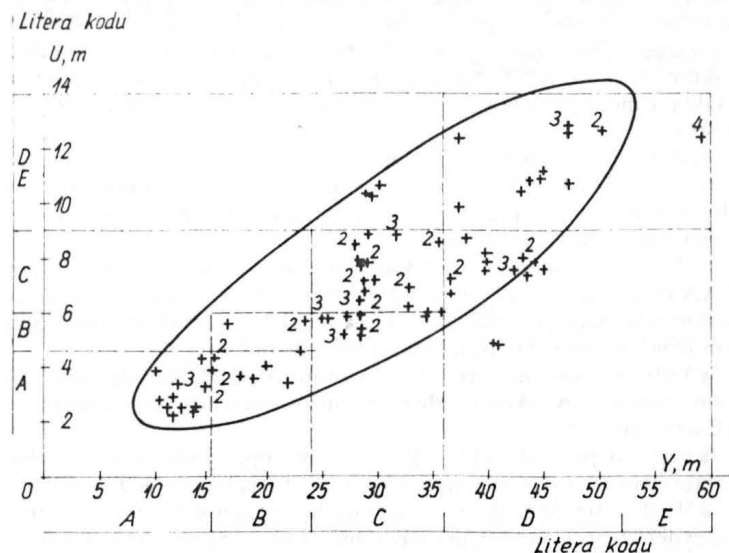
ną zasadą jest przyjmowanie prędkości decyzji mniejszej lub równej bezpiecznej prędkości wznoszenia v_2 . Bezpieczna prędkość wznoszenia jest najmniejszą prędkością, przy której samolot może wznosić się po osiągnięciu wysokości 10,7 m, utrzymując co najmniej minimalny kąt wznoszenia podczas startu z jednym silnikiem nieczynnym. Dla każdego samolotu można otrzymać różne warianty wymaganej długości przerwanego startu i wymaganej długości startu, uwzględniając masę samolotu przy starcie, charakterystyki drogi startowej i warunki atmosferyczne, przy czym każdej kombinacji będzie odpowiadać szczególnie długość rozbiegu, tj. długość drogi startowej. Równoważną długość drogi startowej otrzymuje się w przypadku takiej wartości prędkości decyzji, przy której wymagana długość wydłużonego startu jest równa wymaganej długości przerwanego startu⁴⁾. Prędkość decyzji musi więc być wtedy taka, aby odległość potrzebna do zatrzymania (od punktu osiągnięcia tej prędkości) była równa odległości (od tego samego punktu) niezbędnej do uzyskania wysokości 10,7 m nad drogą startową⁵⁾.

Równoważna długość drogi startowej jest równa długości drogi startowej z nawierchnią o pełnej wytrzymałości, jeżeli nie są przewidziane: zabezpieczenie przerwanego startu (ZPS) i zabezpieczenie wydłużonego startu (ZWS) oraz gdy długość ta jest większa niż 115% długości startu ze wszystkimi silnikami pracującymi. Ten ostatni warunek jest uwzględniony w publikowanych nomogramach i tabelach osiągow samolotów. Wg tych źródeł długość wymagana do startu jest równa większej z dwu długości:

- równoważnej długości drogi startowej,
- 115% długości startu normalnego, tj. ze wszystkimi silnikami pracującymi⁶⁾.

Określona na podstawie nomogramów lub tabel długość wymagana do startu odpowiadająca: maks. masie startowej, poziomowi morza, warunkom atmosfery wzorcowej, pogodzie bezwietrznej i zerowemu spadkowi drogi startowej jest długością referencyjną startu samolotu.

Omówiliśmy definicje v_1 , v_2 , ZPS, ZWS, v_{LOF} i v_R tylko w takim zakresie, w jakim jest to potrzebne do wyjaśnienia pojęcia referencyjnej długości startu samolotu.



Rys. 3. Wykres ilustrujący zależność pomiędzy Y a U . Uwaga: cyferki przy krzyżykach oznaczają, ile razy powtórzyły się wspólne wartości w zestawieniu 105 samolotów

Należy jeszcze zwrócić uwagę na fakt, że skróty terminów angielskich z rys. 1 uzupełnione na końcu literą A (available – dostępny, rozporządzalny, nadający się do użytku) oznaczają tzw. długości deklarowane, które muszą być podane (jak wiele innych informacji) użytkownikom portu lotniczego. Długości deklarowane mają następujące definicje:

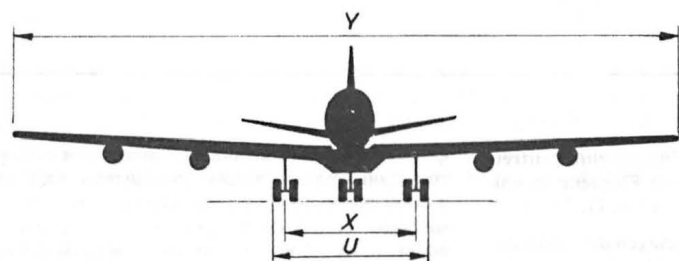
- TORA (take-off run available) – rozporządzalna długość rozbiegu przy starcie, odpowiednia przy rozbiegu samolotu przy starcie, będąca do dyspozycji długość drogi startowej,
- TODA (take-off distance available) – rozporządzalna długość startu. Jeżeli istnieje ZWS, TODA jest równa sumie TORA i długości ZWS. Oczywiście, jeżeli ZWS nie ma, TODA = TORA,
- ASDA (accelerate-stop distance available) – rozporządzalna długość przerwanego startu. Gdy istnieje ZPS, ASDA jest równa sumie TORA i długości ZPS,
- LDA (landing distance available) – rozporządzalna długość lądowania (nie pokazana na rys. 1); długość drogi startowej dysponowana i odpowiednia do dobiegu lądujących samolotów.

Zgodnie z tabl. 1, drugi element kodu dotyczy wymiarów samolotu, tj. rozpiętości skrzydeł i długości pomiędzy zewnętrznymi krawędziami opon skrajnych kół głównego podwozia (rys. 2). Od liter kodu są uzależnione: wymagane szerokości dróg startowych i dróg kołowania, odległości pomiędzy drogami kołowania, drogą kołowania a drogą startową, drogą kołowania i stałymi przeszkodami, warunki widoczności na drodze startowej i drodze kołowania oraz spadki poprzeczne.

Granice rozpiętości skrzydeł odpowiadające kolejnym literom kodu są takie same jak granice pięciu grup projektowych klasyfikacji FAA. Litera A odpowiada I grupie projektowej samolotów, B – II grupie, C – III grupie, D – IV grupie i E – V grupie. W kodzie referencyjnym ICAO⁷⁾ nie są uwzględnione samoloty o rozpiętości skrzydeł $60\text{ m} \leq Y < 80\text{ m}$ (VI grupa projektowa FAA).

Te same granice rozpiętości skrzydeł samolotów przyjęte w kodzie referencyjnym ICAO i w klasyfikacji FAA uzasadniają nie tylko celowość porównania obu zbiorów norm wymiarowych, lecz także możliwość wykorzystania pewnych rozwiązań FAA.

Druga charakterystyka, tj. odległość pomiędzy zewnętrznymi krawędziami opon skrajnych kół głównego podwozia U , jest ściśle związana z rozpiętością skrzydeł Y . Dowodem jest eliptyczny rozkład



Rys. 2. Ilustracja przyjętych założeń w drugim elemencie kodu referencyjnego: Y – rozpiętość skrzydeł, X – rozstaw gołeni podwozia głównego, U – odległość między zewnętrznymi krawędziami skrajnych kół głównego podwozia

Pod określeniem zabezpieczenie przerwanego startu (stopway) rozumie się prostokątny obszar, rozpoczynający się od końca drogi startowej, na którym samolot może zatrzymać się w przypadku zaniechanego startu. Długość ZPS na rys. 1 wyznacza odcinek XY . ZPS powinien mieć tę samą szerokość co droga startowa, z którą łączy się i musi być przygotowany do przeniesienia masy samolotu.

Pod określeniem zabezpieczenie wydłużonego startu (ZWS – clearway) rozumie się prostokątny obszar zaczynający się również od końca drogi startowej, nad którym samolot może wykonać część początkowego wznoszenia do wyznaczonej wysokości. Na rys. 1 ZPS określa odcinek XZ . Długość ta jest równa połowie odległości między punktem, w którym samolot osiąga prędkość v_{LOF} a punktem, nad którym znajduje się na wysokości 10,7 m (35 stóp) i nie powinna być większa niż połowa długości drogi startowej. Szerokość ZWS musi wynosić co najmniej 150 m (po 75 m z każdej strony przedłużonej osi drogi startowej).

Prędkość oderwania się samolotu przy starcie v_{LOF} (lift-off-speed) jest to prędkość (jako prędkość poprawiona), przy której samolot zaczyna być zdolny do lotu. Prędkość obrotu v_R (rotation speed) jest prędkością, przy której pilot rozpoczyna obrót samolotu, aby spowodować podniesienie podwozia przedniego.

⁴⁾ Przypadku tego nie pokazano na rys. 1.

⁵⁾ W przypadku samolotów z silnikami tłokowymi była dawniej stosowana wysokość 15 m.

⁶⁾ Należy tu zwrócić uwagę, że np. długość referencyjna startu samolotu Il-62M równa 3280 m (tabl. 2) odpowiada, zgodnie z instrukcją użytkownika tego samolotu opracowaną przez PLL LOT, długości startu normalnego.

⁷⁾ Wg wykazu podanego w [3] największą rozpiętość skrzydeł ma samolot Boeing 747 (59,6 m). Rozpiętością skrzydeł większą niż 60 m wyróżnia się samolot Lockheed C-5A Galaxy (67,8 m – [4]). ICAO sygnalizuje w [3] możliwość wprowadzenia do eksploatacji samolotów większych od uwzględnionych obecnie w kodzie referencyjnym. Należy zauważyć, że rozpiętość skrzydeł 64,94 m ma najnowszy typ samolotu Boeing 747-400 [5].

zmiennych na wykresie przedstawiającym związek pomiędzy U a Y (rys. 3). Wykres opracowano na podstawie wykazu 105 samolotów podanego w [3]. Przerzywane linie poziome i pionowe tworzą na wykresie obszary należące do obydwu charakterystyk drugiego elementu kodu. Można zauważyć, że badane wartości litery kodu A i w dużym stopniu litery kodu C prawie całkowicie znajdują się we właściwych obszarach. Oznacza to, że w tych przypadkach wystarcza jedna charakterystyka – U lub Y . Nie jest tak jednak przy literach kodu B , D i E i fakt ten może przemawiać za celowością wykorzystania obu charakterystyk.

Należy jeszcze podkreślić, że normy wymiarowe są uzależnione nie tylko od cyfr i liter kodu referencyjnego ICAO, lecz także od typu drogi startowej (nieprzyrządowa lub przyrządowa z podejściem nieprecyzyjnym lub precyzyjnym).

W [6] oraz w niniejszym artykule omówiono klasyfikację techniczną FAA i kod referencyjny ICAO. Celem tych artykułów było sformułowanie następujących wniosków, które mogłyby być wykorzystane przy opracowaniu nowej polskiej klasyfikacji technicznej:

- Lotniska powinny być sklasyfikowane w porządku odpowiadającym wzrostowi wielkości (odwrotnie niż w dotychczas obowiązującej klasyfikacji).

- Przyjęty podział na klasy powinien być oparty na wielkości i charakterystykach osiągnięć samolotów, które będą korzystać z lotniska.

- Wydaje się, że najlepszą miarą wielkości samolotu jest rozpiętość skrzydeł. Jako uzupełnienie może być stosowana, sugerowana przez ICAO, odległość pomiędzy zewnętrznymi krawędziami opon skrajnych kół głównego podwozia.

- Proponuje się uwzględnienie w klasyfikacji nie tylko długości referencyjnej startu samolotu, lecz także prędkości progowej (kategorii samolotu). Ta ostatnia charakterystyka ułatwi ewentualne projektowanie procedur przy lądowaniu wg wskazań przyrządów, lokalizację dróg kołowania, szybkiego zjazdu i określanie długości drogi startowej wymaganej do lądowania.

- W klasyfikacji należy wziąć pod uwagę podział dróg startowych na nieprzyrządowe oraz przyrządowe z podejściem nieprecyzyjnym i pre-

cyzyjnym określonej kategorii. Podział ten ma wpływ nie tylko na wielkość norm wymiarowych, lecz również na dopuszczalne wysokości przeskód na podejściu.

Można zauważyć, że przedstawione wnioski łączą elementy klasyfikacji technicznej FAA z elementami kodu referencyjnego ICAO. Zalety polskiej klasyfikacji technicznej sformułowanej zgodnie z wnioskami będą następujące:

- uwzględnienie pełnego zakresu niezbędnych informacji wyjściowych,

- zbieżność z wymaganiami ICAO,

- możliwość wykorzystania doświadczeń FAA.

Należy wyraźnie podkreślić, że klasyfikacja techniczna będzie miała zastosowanie głównie w przypadku projektowania nowego lotniska lub rozbudowy istniejącego. Eksploatowane porty powinny być opisane zgodnie z wymaganiami rozdz. 2 („Dane lotniska”) Aneksu 14.

Ścisłjsza propozycja polskiej klasyfikacji technicznej musi być dodatkowo oparta na analizie norm wymiarowych.

LITERATURA

1. International Standards and Recommended Practices. Aerodromes. Annex 14 to the Convention on International Civil Aviation. Eighth Edition – March 1983. ICAO.
2. Annex 14. Seventh Edition – June 1976
3. Aerodrome Design Manual (Doc. 9157-AN/901). Part 1. Runways. Second Edition 1984. ICAO
4. Advisory Circular No 150/5325-B Aircraft Data. Us Department of Transportation. Federal Aviation Administration. 30.07.1975
5. Boeing 747-400. Airplane Characteristics – Airport Planning. D6-58326-1 rev. A. April 1988, Preliminary Information. Boeing Commercial Airplane Company
6. A. ŚWIĄTECKI: Klasyfikacja techniczna samolotów i lotnisk wg FAA. *TLiA* nr 3, 1989 r.

cd. ze str. 24

ŚWIĄTECKI A.: ICAO airfield reference code *TLiA*, vol. XLIV, 1989, No. 7, p. 18

A new concept has been presented of the airfield classification to the contemporary ICAO and FAA regulations.

CYNK J. B.: **Victories of Polish Fighters in September 1939 (I). Remarks, reflections, conclusions.** *TLiA*, vol. XLIV, 1989, No. 7, p. 21

Using different sources the author discusses the victories of Polish fighters in 1939. Part one presents successive downings as listed by the Polish commanding staff.

ZUSAMMENFASSUNGEN

KUCZEWSKI S.: **Berechnungsmethode einer Tunnelluftschraube.** *TLiA*, XLIV Jhrg., 1989, H. 7, S. 3

Es wird eine Berechnungs- und Entwurfsmethode für eine luftfahrttechnische Tunnelluftschraube mit abgedeckten Läufer und hinterem Leitring behandelt. Die Methode ermöglicht die Ermittlung der optimalen Luftschraubenform bei gegenbener Leistung und Drehzahl des Motors sowie der Schubgrösse bei beliebiger Geschwindigkeit vom Start bis zur maximalen Geschwindigkeit. Die Gleichungen wurden so festgelegt, dass die Berechnung mit einem Computer durchgeführt werden kann.

WEGRZYN E.: **Ausgewählte Fragen zum Auftreten der Erosion an Bauteilen von Flugzeug-Strahltriebwerken.** *TLiA*, XLIV Jhrg., 1989, H. 7, S. 8

Besprochen werden die Grundlagen der Erosionswirkung durch Verschmutzte Luft auf Bauteile der Flugzeug-Strahltriebwerke. Vorgestellt werden Proben zur Ermittlung der Erosion in Abhängigkeit von den Materialeigenschaften und den Umweltparametern und Vorbeugende Massnahmen zur Verhinderung von Erosionserscheinungen.

ŚWIĄTECKI A.: **Fliegerischer Referenzkode ICAO.** *TLiA*, XLIV Jhrg., 1989, H. 7, S. 18

Dargestellt wird ein neuer Vorschlag der Flugplatzklassifikation, gemäss den gegenwärtigen Vorschriften ICAO und FAA.

CYNK J. B.: **Polnische Jagdsiege im September 1939 (I). Bemerkungen, Betrachtungen, Schlüsse.** *TLiA*, XLIV Jhrg., 1989, H. 7, S. 21

Der Autor stellt nach verschiedenen Quellen eine zusammenfassende Statistik polnischer Jagdsiege in den Kämpfen im Jahre 1939 dar. Im ersten Teil werden Abschüsse laut aufeinander Aufstellungen durch die polnische Militärführung behandelt.

СОДЕРЖАНИЯ

КУЧЕВСКИ С.: **Метод расчета тунельного винта.** *TLiA*, Т. 44, 1989 г., № 7, с. 3

Описан метод расчета и проектирования авиационного воздушного винта с кольцом с выпрямительной решеткой позади. Метод обеспечивает возможность определить оптимальные

формы винта для заданных – мощности и оборотов двигателя а также рассчитать тягу при любой скорости самолета, от взлета и до максимальной скорости полета. Уравнения составлены таким образом, что имеется возможность применить компьютер для расчетов.

ВЭНГЖИН Е.: **Некоторые проблемы абразивного износа элементов авиационных газотурбинных двигателей.** *TLiA*, Т. 44, 1989 г., № 7, с. 8

Статья посвящена абразивному воздействию запыленного воздуха на элементы авиационных газотурбинных двигателей, описаны некоторые методы исследования абразивного износа и попытки найти корреляцию между износом и свойствами материалов а также характеристикой окружающей среды, даются указания по предотвращению абразивного износа двигателей.

СВИОНТЭЦКИ А.: **Аэродромный код обозначений ИКАО.** *TLiA*, Т. 44, 1989 г., № 7, с. 18

Описано новое предложение в области классификации аэродромов, совпадающее с современными нормами ИКАО и ФАА.

ЦИНК Е.: **Победы польских истребителей в сентябре 1939 (I ч.). Размышления, замечания, выводы.** *TLiA*, Т. 44, 1989 № 7, с. 21

Автор составил, пользуясь разными источниками, статистику побед польских истребителей в боях в 1939 г. В первой части статьи приведены победы согласно очередным сводкам разработанным польским командованием.

Polskie zwycięstwa myśliwskie we wrześniu 1939 (I)

Uwagi, refleksje, wnioski

JERZY B. CYNK

Londyn

U źródeł polskiej dokumentacji

W wyniku dekretów Prezydenta RP i organów Rządu poza granicami kraju, żądających ustalenia przyczyn klęski wrześniowej i gromadzenia materiałów o przebiegu działań wojennych w Polsce, oficerowie lotnictwa przystąpili do składania zeznań i oświadczeń już w październiku 1939 r. Proces ten regulowała Instrukcja MS Wojsk w Paryżu z 1939-10-29 (L.dz. 310-145/39), wynikiem której były pierwsze szkicowe opracowania działań jednostek lotniczych, odtwarzane głównie z pamięci. Pismo Szefa Biura Rejestracyjnego w Paryżu z 1940-04-01 domagało się rozszerzenia akcji sporządzania sprawozdań.

Równocześnie przy III Oddziale PSP¹⁾ we Francji powołano Komisję Historyczną Lotnictwa, której skład i program zatwierdzono 1940-03-20. Przewodniczącym Komisji został płk Franciszek Wiedeń, a wśród jej członków znaleźli się znani później historycy: ppłk dypl. pil. obs. Olgierd Tuśkiewicz i mjr obs. Władysław Żaczkiewicz. Celem Komisji miało być zebranie i zabezpieczenie aktów dotyczących działań lotniczych we wrześniu 1939 r. (w tym wielu oryginalnych dokumentów wrześniowych zdeponowanych w ambasadzie RP w Bukareszcie) i przygotowanie opracowań historycznych. Wobec upadku Francji, Komisja nie zdążyła rozwinąć poważniejszej działalności.

Przerwane prace wcześniejszej Komisji podjęła w Anglii Komisja Likwidacyjna Aktów Lotnictwa przy Biurze Historycznym Lotnictwa. Biuro to powstało pod kierunkiem płk. obs. Kazimierza Winnickiego przy organizującej się od jesieni 1940 r. Delegaturze Dowództwa Lotnictwa w Blackpool. W 1941 r. kierownikiem Biura został ppłk dypl.

Dokładniejsze prace, przygotowane przez zespół referentów Komisji Likwidacyjnej Aktów Lotnictwa w składzie: płk Stanisław Karpiński, ppłk Franciszek Haberek i mjr Władysław Żaczkiewicz były publikowane w *Bellonie* w latach 1942 i 1943. Skrutację zgodności poszczególnych opracowań z dokumentacją przeprowadzała i zaświadczała każdorazowo specjalna komisja rzeczoznawców składająca się z sędziów sądów polowych. Opracowania te obejmowały m.in. działania Brygady Pościgowej oraz jednostek myśliwskich Lotnictwa Armijnego i przyniosły pierwsze zestawy polskich zwycięstw powietrznych oraz imienne listy zwycięzców, które do dziś są punktem wyjściowym do prac wszystkich późniejszych historyków (tabl. 1 ÷ 3). Rozkazy i instrukcje przypominały lotnikom o potrzebie składania sprawozdań, ale wobec różnych trudności w zgromadzonej dokumentacji nadal istniały poważne luki.

TABLICA 3. Zestawienie według typów

Samoloty	Brygada Pościgowa	Myśliwce Armijne	Razem
He 111	12	27	39
Do 17	3	29	32
Ju 86	3	2	5
Ju 87	10	5	15
Me 110	6	7	13
Me 109	—	4	4
Hs 126	1	10	11
He 45	—	1	1
Nie ustalony	10	1	11
Razem	45	86	131

TABLICA 1. Sumaryczne zestawy polskich zwycięstw opracowane przez Biuro Historyczne Lotnictwa z lat 1941 ÷ 1942 (wg cyklu artykułów w *Bellonie*)

Dzień: 1939-09	01	02	03	04	05	06	07	08	09	10	11	12	13	14	15	16	17	Razem
Brygada Pościgowa	14	—	3	1	9	15	—	1	2	—	—	—	—	—	—	—	—	45*
Myśliwce Armijne	12	21	14	10	4	5	3	2	5	1	2	2	2	1	1	1	—	86
Razem	26	21	17	11	13	20	3	3	7	1	2	2	2	1	1	1	—	131

* wg sprawozdań dowódcy Brygady Pościgowej zestrzelono tylko 40 samolotów npla.

TABLICA 2. Zestrzelenia przypisane poszczególnym myśliwskim dyonom armijnym

Dyon III/2	10 samolotów npla (Armia Kraków)
Dyon III/3	36 samolotów npla (Armia Poznań)
Dyon III/4	20 samolotów npla (Armia Pomorze)
Dyon III/5 (152 esk.)	9 samolotów npla (Armia Modlin)
151 eskadra	— (Samodzielna Grupa Operacyjna Narew)
Dyon III/6	11 samolotów npla (Armia Łódź)
Razem	86 samolotów npla

pil. Franciszek Haberek. W 1942 r. etaty Biura zostały formalnie zatwierdzone, a polski ośrodek lotniczy w Blackpool stał się Delegaturą Inspektoratu PSP.

Pierwszym efektem działalności Biura Historycznego Lotnictwa były szkicowe omówienia wrześniowych działań lotnictwa autorstwa mjr. W. Żaczkiewicza, których druk podjął miesięcznik *Myśl Lotnicza* wychodzący w Blackpool od lipca 1941 (w numerze 2). Te fragmentaryczne opracowania zostały wkrótce poprawione i rozszerzone na podstawie ocalałych oryginalnych dokumentów wrześniowych przewiezionych z Rumunii lub ich autoryzowanych odpisów, sprawozdań składanych we Francji oraz sprawozdań i oświadczeń uzyskanych w W. Brytanii.

Dalsza reorganizacja Biura Historycznego Lotnictwa nastąpiła jesienią 1944 r., kiedy jego kierownictwo objął ppłk Stanisław Nazarkiewicz. Następnym etapem prac miała być ostateczna próba „naprawienia niedopatrzeń w zakresie zbierania sprawozdań”²⁾ oraz przygotowanie wyczerpującego opracowania historycznego. Rozkazem nr 32/44 z 1944-12-15 powołano „Komisję do ustalenia listy zwycięstw pilotów w Kampanii Wrześniowej”, której kierownictwo powierzono płk. pil. Jerzemu Bajanowi. Komisja miała przeprowadzić szczegółowe badanie listy zwycięstw, której późniejsza wersja obejmowała 133 samoloty npla (2 więcej przypisane Brygadzie Pościgowej pod datą-9-04) oraz zmiany w dziennych zwycięstwach Myśliwców Armijnych (zestawy wg ppłk. Haberka z 1943-12-03; Biuro Hist. Lot. L.dz. 325/43) (tabl. 4).

Ustalone komisyjnie i oficjalnie potwierdzone przez Komisję zwycięstwa, które zgodnie ze stosowaną praktyką RAF podzielono na grupy: pewne-prawdopodobne-uszkodzone, przedstawia tabl. 5.

Oficjalnie uznane najlepsze wyniki w walkach powietrznych osiągnęli:

— ppor. Stanisław Skalski z III/4 — zestrzelił 4, 25 samolotu na pewno,

²⁾ Pismo Biura Hist. Lot. L. dz. 136/tjn./Kanc./44, Blackpool, 1944-10-27 i rozkaz Naczelnego Dowódcy Lotnictwa „Zebranie dokumentów i relacji działalności Lotnictwa Polskiego w Kampanii Polsko-Niemieckiej w 1939 r. w Polsce”.

¹⁾ PSP – Polskie Siły Powietrzne.

TABLICA 4

Dzień: 1939-09-	01	02	03	04	05	06	07	08	09	10	11	12	13	14	15	16	17	Razem
Brygada Pościgowa	14	—	3	3	9	15	—	1	2	—	—	—	—	—	—	—	—	47
Myśliwce Armijne	8	20	14	9	4	5	5	4	3	3	3	2	2	2	1	1	—	86
Razem	22	20	17	12	13	20	5	5	5	3	3	2	2	2	1	1	—	133

TABLICA 5

Jednostka	Pewne	Prawdopodobne	Uszkodzone
Brygada Pościgowa			
III/1	14	2	0
IV/1	29	3	5
Razem	43	5	5
Dywizjony w armiach:			
III/2	10	0	0
III/3	31	3	0
III/4	21	0	5
III/5 (152 esk.)	6	0	0
III/6	13	0	1
Szkoła Wyższego Pilotażu	2	2	3
Razem	83	5	9
Ogółem	126	10	14

- ppor. Hieronim Dudwał z IV/1 – zestrzelił 4 samoloty na pewno,
- ppor. Czesław Głowczyński z III/6 – zestrzelił 3,5 samoloty na pewno,
- ppor. Włodzimierz Gedymin z III/3 – zestrzelił 3,5 samoloty na pewno,
- kpt. Mirosław Leśniewski z III/4 – zestrzelił 3 samoloty na pewno

Ostateczny wykaz zestrzeleń w porządku dziennym, z zastrzeżeniem, że daty niektórych zwycięstw mogą być ustalone tylko w przybliżeniu, podaje tabl. 6.

Studując dokumentację Komisji Likwidacyjnej Aktów Lotnictwa, jako Komisja Bajana dysponowała w 1945 r. (znajdującą się obecnie



Rys. 1. Samolot myśliwski P.11c nr 8.132, nr wywoławczy 72N, nr indywidualny 2 ze 114 eskadry myśliwskiej z Brygady Pościgowej



Rys. 2. Szczątki bombowego Dorniera Do17E z dyonu III/KG77 zniszczonego k. Olkusza w wyniku ataku ppor. Władysława Gnysia



Rys. 3. P.11c nr 8.70 ppor. Hieronima Dudwała ze 113 eskadry myśliwskiej (nr 10, nr wywoławczy 170N) uszkodzony 1 września z działka Bf110, wyremontowany. Oglądany przez Niemców w Poniatowie.



Rys. 4. P.7a ppor. Edwina Kawnika (nr 5, nr wywoławczy 281K) ze 123 eskadry myśliwskiej zdobyty przez Niemców na Okęciu

w Archiwum Lotniczym Muzeum im. gen. Władysława Sikorskiego w Londynie) trudno oprzeć się wrażeniu, że postępowania ona bardzo ostrożnie, i kierując się prawdopodobnie względami personalnymi, wstrzymała się od gruntowniejszej rewizji wcześniej sporządzonych zestawów i list zwycięzców. Wskazują na to niektóre oczywiste błędy, przypuszczalnie świadomie pozostawione bez korekty. Można tu przytoczyć przyznanie zestrzelenia „na pewno” po jednym Bf 110 pilotom dyonu III/I por. Arsenowi Cebrzyńskiemu i plut. Stanisławowi Karubinowi 1939-09-03, choć z zachowanych akt wrześniowych wynika niedwuznacznie, że był to jeden i ten sam samolot³⁾. Komisja Bajana nie wywiązała się należycie z postawionego jej zadania.

Po likwidacji PSZ i PSP, Generalny Inspektor Polskiego Lotniczego Korpusu Przynależności i Rozmieszczenia ustanowił nową Komisję Historyczną pod przewodnictwem płk. Olgierda Tuśkiewicza. Jej celem (zgodnie z wytycznymi ówczesnego Ministra Obrony Narodowej w Londynie gen. Mariana Kukiela) było ostateczne opracowanie

³⁾ Obok dokumentu Dowództwa Brygady Pościgowej „Walki w dniu 3 września”, potwierdzają to obaj piloci, toczący z sobą spór o to, który z nich zestrzelił Bf 110. Dowództwo Brygady rozstrzygnęło we wrześniu sprawę na korzyść por. A. Cebrzyńskiego, przyznając mu trofea z zestrzelonego Messerschmitta. Liczba zestrzelonych przez Brygadę w dniu -9-03 samolotów npla powinna więc wynosić 2, nie 3.

i opublikowanie w języku polskim, jako „sprawozdania dla Narodu”, historii działań Lotnictwa Polskiego we wrześniu 1939 r. i na obczyźnie. Komisja ta miała posłużyć się zarówno wcześniejszymi pracami Biura Historycznego Lotnictwa i Wydziału Studiów Dowództwa PSP, jak i nowymi, przygotowanymi już przez specjalne komisje i zespoły w 1945 r.

Jeśli chodzi o działania wrześniowe to, oprócz gotowych referatów Komisji Bajana, na specjalną uwagę zasługiwały skompletowane wtedy dużym nakładem pracy indywidualne bruliony wszystkich eskadr, obejmujące pełne wykazy imienne personelu, mapy Polski z naniesionymi lotniskami polowymi i przesunięciami każdej z eskadr⁴⁾ oraz zestawy ich lotów, strat i zwycięstw, autorstwa inż. mjr. I. Pawłowskiego. Ten starannie usystematyzowany i wyczerpujący materiał nie został wówczas opublikowany, a mjr I. Pawłowski nie doczekał się nigdy nawet wzmianki o swojej działalności.

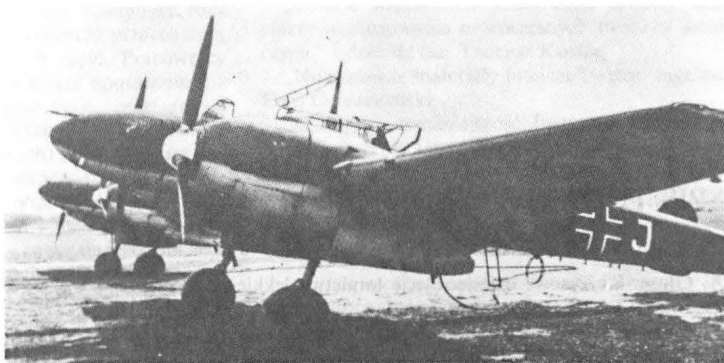
Czynniki finansowe, a nawet może w większym stopniu niekończące się dyskusje i rewizje brulionowych opracowań przez zainteresowanych oficerów lotnictwa (uniemożliwiające sfinalizowanie i aprobatę tekstów) spowodowały, że projektowane tomy „Lotnictwo Polskie w Kampanii Wrześniowej 1939 r.” i „Polskie Siły Powietrzne na obczyźnie”, które miały być lotniczym odpowiednikiem dzieła „Polskie Siły Zbrojne w II wojnie światowej”, ukazały się tylko jako powielane maszynopisy⁵⁾. Pierwszy z nich, o niewielkiej objętości i nieszczególnym poziomie (pod względem ilości nagromadzonych materiałów i gotowych, wyczerpujących opracowań poszczególnych tematów) ujmował działania bojowe jednostek tylko w największym skrócie i zawierał rozbieżności w tekstach. Przedmowa doń potwierdza, że jego redaktorzy dysponowali niektórymi aktami Luftwaffe, zdobytymi przez Aliantów i udostępnionymi im⁶⁾ w formie kopii i tłumaczeń brytyjskiego lotniczego Działu Historycznego Ministerstwa Lotnictwa, które pozwalały na pewną analizę porównawczą polskich zwycięstw wrześniowych. Analizy takiej jednak nie przeprowadzono, ograniczono się tylko do lakonicznej wzmianki, że wg posiadanych dokumentów straty lotnictwa niemieckiego wynosiły 220 samolotów zniszczonych i 46 uszkodzonych.

W podsumowaniu wyników działań lotnictwa myśliwskiego⁷⁾ posłużono się przytoczonymi powyżej „ustalonymi komisyjnie” wynikami zatwierdzonymi przez J. Bajana, choć dane zawarte w poprzednich rozdziałach opracowania niezupełnie się z nimi pokrywały. (Podsumowanie tych danych przypisywało 22 zwycięstwa dyonowi III/4, 5 zwycięstw dyonowi III/5, a 12 zwycięstw dyonowi III/6, podczas gdy wg cytowanych ustaleń Komisji Bajana było ich odpowiednio 21, 6 i 13).

W Polsce Ludowej po zakończeniu wojny nie było żadnej dokumentacji dotyczącej wrześniowych działań Lotnictwa Polskiego. Władysław Żączkiewicz wkrótce po powrocie do kraju wydał książkę „Lotnictwo Polskie w Kampanii Wrześniowej w 1939 r.” (Warszawa, 1947 r.),



Rys. 5. Messerschmitt Bf109E wyprodukowany w 1939 r.



Rys. 6. Dwumiejscowy Messerschmitt Bf110

Wszystkie zdjęcia ze zbiorów J. B. Cynka

wylącznie, a później głównie, na relacjach spisywanych z pamięci w 20 ÷ 30 lat po rozgrywających się wydarzeniach. Ścisłość tych relacji, często bardzo osobistych, musiała więc być wątpliwa. Wyjątkiem była solidna praca Adama Kurowskiego „Lotnictwo Polskie w 1939 roku” (MON, 1962 r.), której autor korzystał z wtórnych źródeł londyńskich oraz z własnych materiałów z pracy w sztabie lotnictwa Armii Poznań. Książki W. Żączkiewicza i A. Kurowskiego były i są jedynymi

TABLICA 6

Dzień: 1939-09-	01	02	03	04	05	06	07	08	09	10	11	12	13	14	15	16	17	Razem
Brygada Pościgowa	13	—	3	1	5	15	—	3	1	—	—	—	—	—	—	1	1	43
Myśliwce Armijne	12	21	12	8	6	9	3	—	1	1	2	2	1	1	1	1	—	81
Szkoła Wyższego Pilotażu	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	1	1	—	—	2
Razem	25	21	15	9	11	24	3	3	2	1	2	2	1	2	2	2	1	126

opartą głównie na materiałach publikowanych w *Bellonie* i *Myśli Lotniczej*, lecz nie uwzględniającą w pełni późniejszej dokumentacji Biura Historycznego Lotnictwa. Mimo dużych braków, jest ona do dziś najbardziej autorytatywnym opracowaniem tematu.

Wartościowym uzupełnieniem archiwalnych materiałów zgromadzonych w Londynie były relacje lotników, którzy w kraju podczas okupacji pracowali w konspiracji, lub powrócili z niewoli – lecz w okresie stalinowskim, poza specyficzną propagandą, uczciwe omówienie tematów wrześniowych nie było możliwe. Po „odwilży”, zwłaszcza w latach sześćdziesiątych i siedemdziesiątych, ukazało się wiele książek o lotniczych działaniach wrześniowych. Ich autorzy (z braku autentycznych materiałów źródłowych w kraju) opierali się początkowo niemal

publikacjami krajowymi opartymi na autentycznej dokumentacji wrześniowej, choć niekompletnej i pochodzącej „z drugiej ręki”.

Poza nielicznymi pozycjami, jak książka Tadeusza Rolskiego „Uwaga, wszystkie samoloty!” (PAX, 1959 r.) z której treści wynika, że jej autor dysponował dobrymi materiałami źródłowymi), mnożące się później wspomnienia i opowieści, pisane nawet przez powszechnie szanowanych asów lotnictwa myśliwskiego i dlatego uważane przez społeczeństwo za autorytatywne pod względem ścisłości historycznej, pozostawiały wiele do życzenia. Dziś, kiedy stało się wiadome, że Stanisław Skalski pisał „Czarne krzyże nad Polską” w celi więziennej, po wyroku śmierci i ośmioletniej katordze, nieścisłości w jego książce są aż nadto zrozumiałe.

Zbieranie późniejszych relacji stworzyło w kraju bazę źródłową zupełnie odrębną od autentycznych aktów londyńskich, o charakterze wybitnie przyczynkarskim, która w normalnych warunkach powinna służyć tylko jako nadbudowa rzeczywistej dokumentacji historycznej. Tymczasem dla historyków w Polsce, nie mających do niedawna żadnych możliwości poznania archiwaliów londyńskich, była jedynie dostępnym źródłem, a wynikłe z tej sytuacji „mity” powtarzane w wielu wydawnictwach zostały przyjęte za niewzruszalną prawdę.

⁴⁾ Bardzo podobne jak u Jerzego Pawłaka w książce „Polskie eskadry w Wojnie Obronnej 1939”, opublikowanej po jego wiziecie w Londynie.

⁵⁾ W 1949 r. Samopomoc Lotnicza wydała jedynie popularną książkę w języku angielskim pod nieszczególnym tytułem „Destiny can wait”. („Przeznaczenie może poczekać”)

⁶⁾ W lipcu 1947 r.

⁷⁾ Str. 64 ÷ 65 maszynopisu.

ul. Bartycka 20, pok. 54
 00-716 Warszawa
 tel. 40-38-02; 40-00-21 w. 258

Wydawca
SIMPRESS Sp. z o.o., Oficyna Wydawnicza SIMP
 00-930 Warszawa 71, skr. poczt. 8

SPIS TREŚCI

	Str.
A. Glass: Kryzysowe dziesięciolecie lotnictwa lekkiego	1
ZE ŚWIATA	2
S. Kuczewski: Metoda obliczania śmigła tunelowego	3
POLSKIE PATENTY LOTNICZE	7
E. Węgrzyn: Niektóre zagadnienia erozyjnego zużycia elementów lotniczych silników turbinowych	8
KARTOTEKA TLiA: British Aerospace Hawk 200	11
Birdman WT-2S Chinook	13
TERMINY LOTNICZE: 17. Własności lotne (samolotu), właściwości lotne; właściwości pilotażowe; 18. Zwrotność (samolotu); 19. Własności na ziemi i na wodzie; 20. Galopowanie (wodnosamolotu w ślizgu)	15
POMOCE KONSTRUKCYJNE: Zdatność do lotu małych samolotów w wymaganiach brytyjskich BCAR, Section S (I)	16
A. Świątecki: Lotniskowy kod referencyjny ICAO	18
J. B. Cynk: Polskie zwycięstwa myśliwskie we wrześniu 1939 (I). Uwagi, refleksje, wnioski (Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ)	21
PROTOTYPY: Cessna U-27A	II okł.
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP I SITK	III okł.

Na okładce: Samolot towarzyszący (obserwacyjno-łącznikowy) Lublin R-XIIID: pierwszy seryjny (1933 r.), w barwach 16. eskadry towarzyszącej (wrzesień 1939 r.) i w barwach rumuńskich (1941 r.) - rys. K. Cieślak

Sekretarz Redakcji
Elżbieta Olejarz

Redaktor techniczny
Grażyna Gutowska

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

Rada programowa:
 mgr inż. W. Błaszczak, mgr inż. Z. Girulski, doc. dr inż. H. Grzegorzczak, mgr inż. J. Grzegorzewski (wiceprzewodniczący), mgr inż. F. Gwiżdż, mgr inż. E. Kołodziński, doc. dr inż. T. Kostia, mgr inż. K. Kunachowicz, mgr inż. T. Królikiewicz (przewodniczący), mgr inż. T. Kurczyk, prof. dr inż. J. Lewitowicz, prof. dr inż. J. Maryniak, dr inż. K. Michalewicz, mgr inż. M. Mikluszka, mgr inż. A. Misiorek, mgr inż. W. Mójta, mgr inż. Z. Olszański, mgr inż. K. Sater, mgr inż. S. Trębacz.

KUCZEWSKI S.: Metoda obliczania śmigła tunelowego. TLiA, t. XLIV, 1989, nr 7, s. 3

Opisano sposób obliczeń i projektowania lotniczego śmigła tunelowego z obudowanym wirnikiem i tylną kierownicą. Metoda pozwala na określenie optymalnych kształtów śmigła przy danej mocy i obrotach silnika i na określenie ciągu przy dowolnej prędkości samolotu, od startu do prędkości maks. Równania zostały tak ułożone, że do obliczeń można wykorzystywać komputer.

WĘGRZYN E.: Niektóre zagadnienia erozyjnego zużycia elementów lotniczych silników turbinowych. TLiA, t. XLIV, 1989, nr 7, s. 8

Omówiono podstawy erozyjnego oddziaływania zanieczyszczonego powietrza na elementy lotniczych silników turbinowych, przedstawiono niektóre metody badań erozji ściernej i próby jej skorelowania z właściwościami materiałów i parametrami środowiska oraz opisano sposoby zapobiegania erozyjnemu zużyciu silników.

ŚWIĄTECKI A.: Lotniskowy kod referencyjny ICAO. TLiA, t. XLIV, 1989, nr 7, s. 18

Przedstawiono nową propozycję klasyfikacji lotnisk, zgodną ze współczesnymi przepisami ICAO i FAA.

CYNK J. B.: Polskie zwycięstwa myśliwskie we wrześniu 1939 (I). Uwagi, refleksje, wnioski TLiA, t. XLIV, 1989, nr 7, s. 21

Autor zestawił według różnych źródeł statystykę polskich zwycięstw myśliwskich w walkach w 1939 r. W pierwszej części przedstawił zestrzelenia wg kolejnych zestawień opracowanych przez polskie dowództwo.

CONTENTS

KUCZEWSKI S.: Methods of the ducted propeller calculation. TLiA, vol. XLIV, 1989, No 7, p. 3

A method has been described of calculation and design of the ducted propeller. The method makes it possible to determine the optimal shape at a given power and speed, and to establish thrust at whatever flight speed from T-O to maximum speed range. The equations have been so arranged as to use computers in calculation.

WĘGRZYN E.: Selected aspects of erosive wear of turbine engine components. TLiA, vol. XLIV, 1989, No. 7, p. 8

Some aspects have been discussed of the contaminated air effect on turbine engine components. Selected friction methods have been presented to investigate friction erosion and to correlate it with material properties and environment data as well as to prevent it.

Badania naukowe i kształcenie kadr technicznych za granicą

2 grudnia 1988 r. w Domu Technika NOT w Warszawie odbyło się zebranie Sekcji Lotniczej Oddziału Warszawskiego SIMP, na którym prof. dr inż. Władysław Fiszdon, współzałożyciel Sekcji Lotniczej w 1947 r., wygłosił prelekcję nt. prowadzenia badań naukowych i sposobów ich finansowania oraz kształcenia kadr technicznych za granicą.

Kadry i badania naukowe mogą decydować o poziomie technicznym. Gdy są poprawnie ustawione, uzyskuje się duże efekty. W Polsce prowadzi się nieustannie eksperymenty, lecz ciągle nie ma takich rozwiązań, które zadawałyby wszystkich zainteresowanych. Bardzo często zdarza się, że zarządzania są nierealne już w chwili ich ustanawiania bądź są anulowane jeszcze przed ich sprawdzeniem się.

A jak te problemy wyglądają w innych krajach? Z tym pytaniem Zarząd Sekcji Lotniczej OW SIMP zwrócił się do prof. dr inż. Władysława Fiszdona – członka rzeczywistego Polskiej Akademii Nauk – który jest autorytetem w środowisku lotniczym w dziedzinie mechaniki cieczy i gazów. Ponadto prof. W. Fiszdon jest organizatorem międzynarodowych sympozjów organizowanych przez Instytut Podstawowych Problemów Techniki PAN nt. mechaniki cieczy i gazów, odbywających się od wczesnych lat pięćdziesiątych aż do dziś z udziałem wybitnych naukowców zarówno z Zachodu, jak ze Wschodu.

Nie jest łatwo omówić szczegółowo obowiązujące zasady w jednym kraju, a tym bardziej w kilku. Prof. W. Fiszdon ograniczył się zatem do omówienia tych form, które przyjęły się prawie powszechnie.

Kształcenie kadr technicznych

W USA o przyjęcie na studia ubiega się ok. 70% absolwentów szkół średnich. System studiów jest dwustopniowy. Pierwszy etap trwa 3-4 lata i obejmuje przedmioty podstawowe, przy czym po drugim roku przedmioty mogą być wybierane. Drugi etap trwa 1-2 lata – studenci są zobowiązani do wykonania pracy dyplomowej. Studia mają przeważnie charakter doświadczalny lub obliczeniowy. Obecnie wprowadza się także naukę projektowania konstrukcji przy wykorzystaniu wspomaganie komputerowego. Wielu studentów rezygnuje z drugiego etapu studiów, gdyż po pierwszym etapie mają możliwość szybkiego awansu w przemyśle i osiągnięcia wysokich zarobków. Wielkie koncerny chętnie zatrudniają takich absolwentów, dokształcają ich w pierwszym roku pracy zgodnie ze swoimi potrzebami i zapoznają z procesami technologicznymi i konstrukcyjnymi. Studenci, którzy wykazują dużą inicjatywę na drugim etapie studiów mogą otrzymać propozycję pozostania na studiach doktoranckich – muszą wówczas wykonać pracę doktorską i zdać egzamin. Magistrowie i doktoranci biorą udział w badaniach naukowych.

Wyższe uczelnie reprezentują różny poziom nauczania. Absolwenci szkół o niższym poziomie nauczania nie otrzymują ofert z przemysłu, a jeżeli zostaną przyjęci do pracy – otrzymują niższe uposażenia. W USA na wyższych uczelniach, zwłaszcza o wysokim poziomie (są to przeważnie uczelnie prywatne) pobiera się wysokie opłaty. Studenci mogą uzyskać

w banku nisko oprocentowaną pożyczkę lub podejmować różnorodne prace. Studenci wyróżniający się mogą ubiegać się o stypendia. W W. Brytanii studia są także odpłatne. Jeżeli średnia zarobków rodziny nie przekracza ustalonego minimum, student automatycznie otrzymuje stypendium. W RFN opłaty są bardzo niskie. We Francji nie ma opłat, lecz aby dostać się na studia, trzeba zdać egzamin konkursowy. Z chwilą przyjęcia na studia, student pozostaje na utrzymaniu uczelni.

Finansowanie badań naukowych

System finansowania prac badawczych w poszczególnych krajach jest bardzo zróżnicowany. Wyższe uczelnie w USA dysponują bardzo skromnymi funduszami własnymi, na prace badawcze przeznaczają więc stosunkowo niewielką ich część. Pracownicy naukowci na uczelniach mają niższe uposażenia niż specjaliści zatrudnieni w przemyśle. Staranie się o fundusze na prace badawcze (co jest związane także z planowaniem prac naukowych) polega na przystąpieniu do konkursu organizowanego przez tzw. agencje, np. Ministerstwo Energetyki, NASA, Narodową Fundację Badań Naukowych i in. Agencje nie są związane z Akademią Nauk – zasięgają jej opinii, lecz fundusze rozdzielają samodzielnie. Pracownicy naukowci poszczególnych uczelni składają własne propozycje na temat kierunków rozwoju zakresu planowanych badań i spodziewanych efektów badań. Agencje wyznaczają koreferentów i na podstawie ich opinii przeprowadzają ostrą selekcję. Ze względu na ograniczone fundusze istnieje duża konkurencja. Na większą przychylność mogą liczyć pracownicy naukowci ze znanych ośrodków. Dla pracowników naukowych uczelni, które nie wyrobiły sobie jeszcze opinii, przeznaczają się bardzo małe sumy. Na rozwój mało znanych ośrodków przeznaczają się tylko ok. 10% funduszy. Awans i dalszy rozwój naukowy profesora jest uzależniony m.in. od tego, na jaką sumę potrafi zdobyć zamówienie. Inaczej odbywa się rozdział finansów przez agencje obronne na tematy badawcze dla Marynarki Wojennej, Lotnictwa Wojskowego i Armii, które rozporządzają znacznymi sumami. Przemysł ma własne laboratoria, zleca więc opracowanie tematu tylko wtedy, gdy nie widzi bezpośredniego zastosowania wyników, lecz chciałby wiedzieć czy warto się tym problemem zajmować w przyszłości.

Prof. W. Fiszdon omówił również finansowanie i planowanie prac badawczych w innych krajach.

W dyskusji udział wzięli: mgr inż. R. Witkowski, dr inż. T. Rożnowski, doc. dr inż. L. Bukowski, doc. dr inż. T. Kostia, doc. dr inż. J. Wolf, mgr inż. J. Hillar i doc. mgr inż. R. Lewandowski.

Przewodniczący Sekcji Lotniczej kol. T. Kurcyk podziękował prof. W. Fiszdonowi za przyjęcie zaproszenia i wygłoszenie prelekcji.

Prof. W. Fiszdon wpisał do kroniki Sekcji następującą dedykację: „Z wyrazami uznania za utrzymanie pięknych tradycji i serdeczne życzenia dalszej pomyślności i utrzymania jedności Kolegów Lotników”.

W drugiej części zebrania pilot szybocowy doc. dr Jerzy Głowacki pokazał własne filmy pt. „Beczki na Puchacz”, „Śmigłowcem nad Manhattanem”, „Przelot samolotem nad Alpami z Genewy do Nicei”

z bardzo ciekawymi komentarzami. Filmy wzbudziły duże zainteresowania.

T. Kurcyk

Nowoczesne materiały lotnicze

18 stycznia 1989 r. w Instytucie Lotnictwa w Warszawie odbyło się seminarium poświęcone współczesnym konstrukcjom i materiałom lotniczym. Zostało ono zorganizowane przez sekcje naukowo-techniczne SIMP: Metaloznawstwa i Obróbki Ciepłej oraz Lotniczą. Podczas seminarium wygłoszono następujące referaty:

- „Polskie współczesne konstrukcje lotnicze oraz efekty ze stosowania nowoczesnych tworzyw lotniczych” – doc. dr inż. Tadeusz Kostia,
- „Nowoczesne materiały lotnicze” – doc. mgr inż. Emil Gruszczyński,
- „Historia i teraźniejszość Instytutu Lotnictwa” – mgr inż. Jerzy Grzegorzewski.

Uczestnicy seminarium zwiedzili wybrane laboratoria Instytutu Lotnictwa. Na seminarium było obecnych 35 osób.

T. Kurcyk

Rola pilota doświadczalnego

24 stycznia 1989 r. Sekcja Lotnicza i Koło SIMP przy Instytucie Lotnictwa zorganizowały odczyt pt. „Rola pilota doświadczalnego w próbach z Biesem, Iskrą, i Irydą. Prelegent inż. Ludwik Natkaniec – pilot doświadczalny I klasy – mówił o cechach, jakie powinny charakteryzować pilota doświadczalnego, o znaczeniu prac przygotowawczych i technice wykonywania prób. Opowiedział również o licznych przygodach, jakie przeżył dzięki wielkiemu doświadczeniu i niezwykłym predyspozycjom w czasie badań samolotów TS-8 Bies i TS-11 Iskra.

T. Kurcyk

Problemy niezawodności

10.02.1989 r. Sekcja Lotnicza i Koło SIMP zorganizowały odczyt pt. „Wybrane problemy niezawodności statków powietrznych”, który wygłosił dr inż. Józef Żurek, pracownik naukowy ITWL. Prelegent omówił:

- funkcję intensywności uszkodzeń konstrukcji i zespołów mechanicznych,
- charakterystyki niezawodności zespołów lotniczych konstrukcji mechanicznych i wyznaczanie czasu użytkowania wg strategii eksploatacji statków powietrznych i ich zespołów,
- dobór strategii eksploatacji dla zespołu statku powietrznego wg algorytmu wnioskowania,
- proces wnioskowania o potrzebie modernizacji,
- algorytm sterowania procesem eksploatacji,
- aspekty współczesnego systemu zbierania i przetwarzania informacji na przykładzie amerykańskiego systemu GIDEP (Government Industry Data Exchange).

T. Kurcyk

CENTRALNA BIBLIOTEKA TECHNICZNA NOT
w Warszawie, ul. Mazowiecka 12, tel.:27-36-12, 26-85-88
czynna jest w:
poniedziałki, czwartki: 12⁰⁰-18⁰⁰; wtorki, środy, piątki: 9³⁰-15⁰⁰

KABINY ŚMIGŁOWCÓW

Śmigłowiec wielozadaniowy PZL Kania

Fot. L. Zielaskowski



Śmigłowiec wielozadaniowy PZL W-3 Sokół

Fot. L. Zielaskowski

