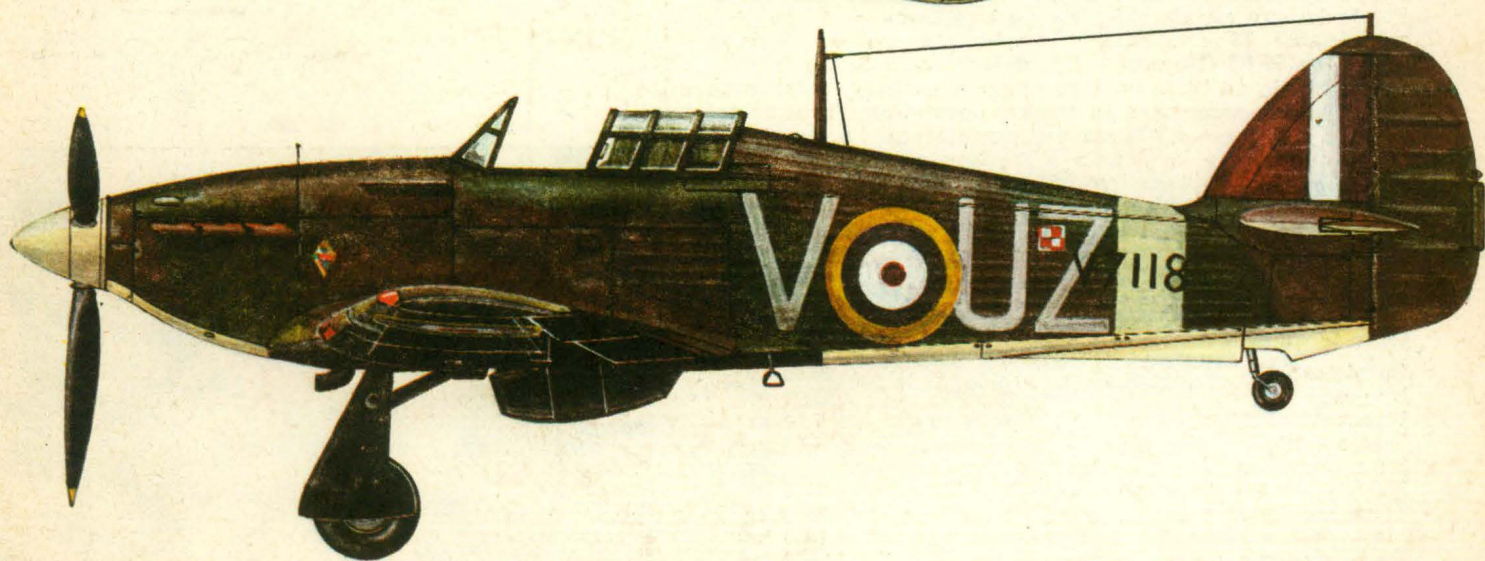
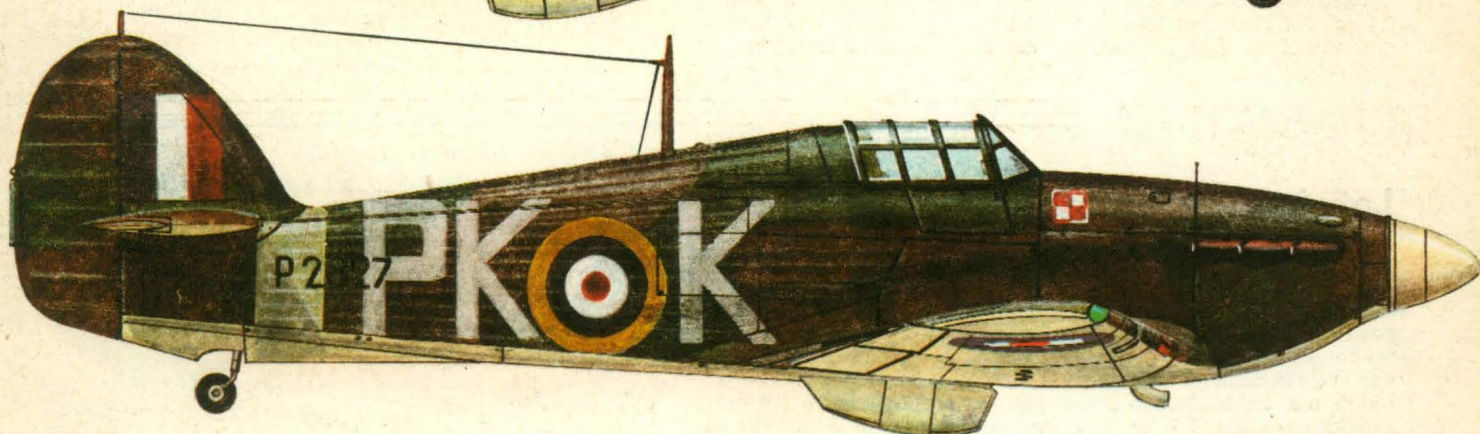
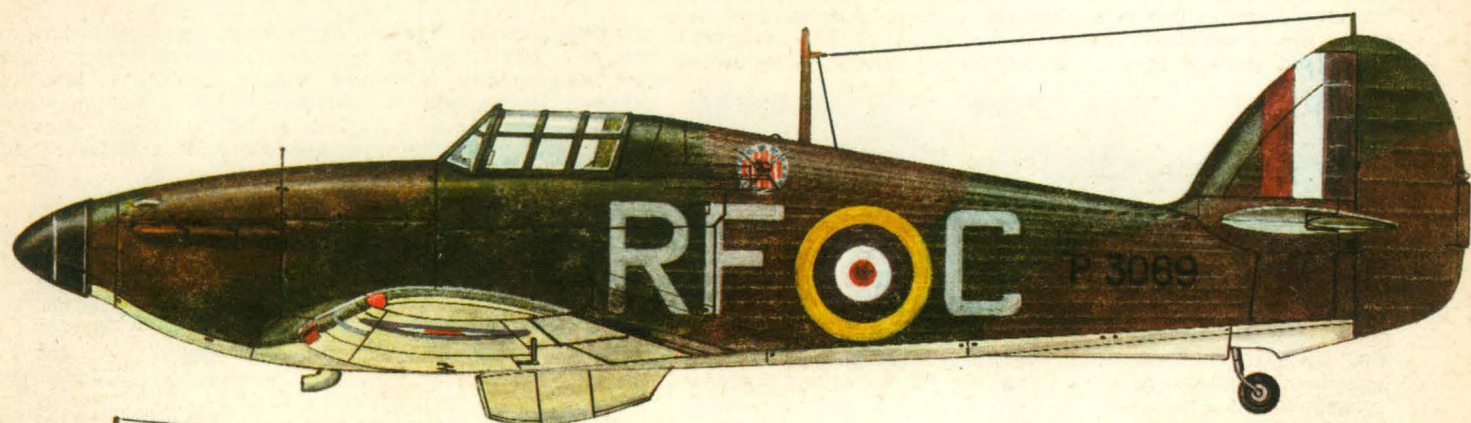


TECHNIKA

8'86

# lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA

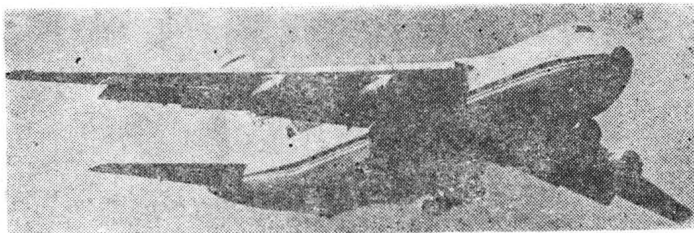




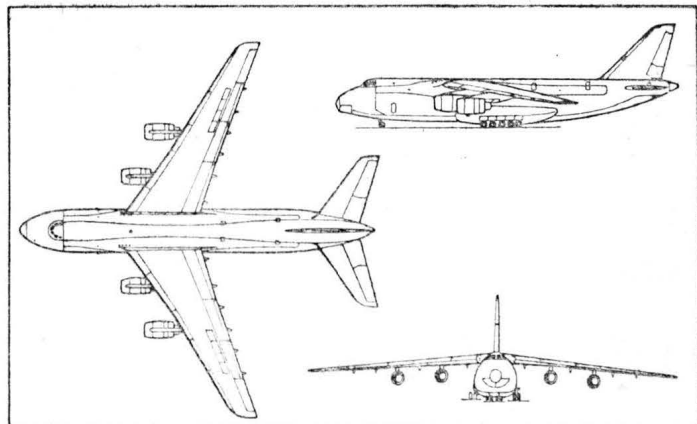
## Antonow An-124 Ruslan • ZSSR •

### Strategiczny odrzutowy samolot transportowy

Na wystawie paryskiej w 1985 r. został pokazany prototyp strategicznego odrzutowego samolotu transportowego Antonow An-124 Ruslan, który pod względem udźwigu — 150 000 kg — może być uważany za największy samolot świata (Lockheed C-5 Galaxy ma udźwig 120 000 kg). An-124 przypomina swym układem samolot C-5 Galaxy. Jego konstrukcja, ze stopu aluminiowego, jest stosunkowo prosta, gdyż ma umożliwić eksploatację samolotu w prymitywnych warunkach. Elementy wykonane z tworzywa zbrojonego włóknem węglowym i szklanym (gondole silnikowe, końce płata i usterzenia, pokrywy podwozia itp.) stanowią 5500 kg konstrukcji. Jednoszczelinowe klapy Fowlera, klapy na krawędzi natarcia i spoilery mają pozwolić na korzystanie z pasów startowych o długości tylko 1200 m (przy nie określonej masie startowej) i skrócić długość lądowania do 800 m przy maksymalnej masie do lądowa-



nia. Na górnym pokładzie samolotu znajduje się oprócz 6-osobowej kabiny załogi kabina dla 88 żołnierzy. Kabina towarowa ma długość 36 m, szerokość 6,4 m i wysokość 4,4 m. Na ziemi podwozie umożliwia pochylenie osi podłużnej samolotu pod kątem 4°, co ułatwia wyładunek przez



przednią rampę. System sterowania jest całkowicie przewodowy (fly-by-wire), podwójnie zabezpieczony. Samolot jest wyposażony w cztery układy nawigacji bezwładnościowej. Do napędu zastosowano silniki o dużym stosunku natężenia przepływu Łotariew D-18T o ciągu startowym 23000 daN i jednostkowym zużyciu paliwa w locie 0,58 kg/daNh.

#### Dane techniczne

Rozpiętość	73,30 m
Długość	69,50 m
Wysokość	20,20 m
Udźwig maks.	150 000 kg
Masa startowa maks.	405 000 kg
Prędkość przelotowa na wys. 12 000 m	850 km/h
Prędkość podejścia	230-266 km/h
Zasięg z maks. ładunkiem	4500 km
Zasięg z maks. ilością paliwa	16 500 km

W.K

# PROJEKTY

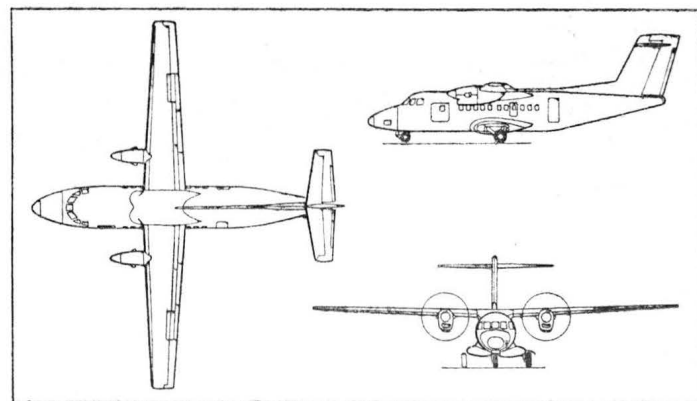
## Let L-610 • Czechosłowacja •

### Turbośmigłowy samolot pasażerski na linie lokalne

Wytwórnia płatowców Let wspólnie z czechosłowackim instytutem lotniczym opracowuje 40-miejscowy samolot pasażerski na linie lokalne L-610, który pierwszy lot ma wykonać w drugiej połowie 1987 r., a do eksploatacji ma być wprowadzony ok. 1990 r. Podobnie jak wcześniejszy L-410 ma on kadłub o kołowym przekroju, lecz o średnicy zwiększonej do 2,7 m i z zastosowaniem ciśnieniowania. Fotele kabiny pasażerskiej są rozmieszczone w 10 rzędach z podziałką 75 cm; kabina pilotów ma być wyposażona w system EFIC (Electronic Flight Integrated System). Strone podejścia do lądowania zapewniają spoilery, które poza tym służą do wspomaganie lotek i do wyważenia samolotu w locie z jednym silnikiem nie pracującym. Podwozie jest przystosowane do lądowania z prędkością opadania 0,9 m/s i do startu z nieutwardzonych pasów. Samolot będzie napędzany dwoma turbinowymi silnikami śmigłowymi Motorlot M-602 o układzie podobnym do układu silników M-601 samolotu L-410 (jest to układ „odwrócony” przejęty z silników PT6) i o mocy 1325 kW (1800 KM) z 5-łopatowymi śmigłami Avia V.518 o średnicy 3,5 m.

#### Dane techniczne

Rozpiętość	25,60 m
Długość	21,40 m
Wysokość	7,60 m
Rozstaw kół	4,60 m
Baza podwozia	6,60 m
Masa własna z wyposażeniem	9000 kg
Masa handlowa maks.	3600 kg
Masa paliwa maks.	2650 kg
Masa startowa maks.	14 000 kg
Masa do lądowania maks.	13 500 kg
Prędkość przelotowa	
maksymalna	490 km/h
ekonomiczna	400 km/h



Wymagana długość pasa startowego	875 m
Zasięg z 40 pasażerami z rezerwą paliwa na 45 min	870 km

W.K



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ  
STOWARZYSZENIA  
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW  
MECHANIKÓW POLSKICH

XLI SIERPIEŃ 1986

TECHNIKA

8'86

# lotnicza i ASTRONAUTYCZNA

## Samoloty lekkie na lata dziewięćdziesiąte

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Nasze aerokluby i lotnictwo sanitarne eksploatują wiele typów samolotów wyprodukowanych w Polsce i Czechosłowacji w ostatnim 25-leciu. Od br. nie będą już remontowane samoloty wielozadaniowe Jak-12M, Jak-12A i PZL-101 Gawron, co spowoduje wycofanie ich z eksploatacji do 1990 r. Najwcześniej wyprodukowane egzemplarze Wilgi 35 już wylatały dużą część swego rezerwu i jeśli ich żywotność nie zostanie przedłużona na podstawie dodatkowych prób zmęczeniowych czy remontów z wymianą elementów szybciej ulegających zmęczeniu — to w 1990 r. trzeba będzie wycofać pierwsze egzemplarze, a w 1995 r. większość. Czechosłowacy w najbliższym czasie mają zrezygnować z remontów samolotów treningowo-akrobacyjnych Zlin Z-526, w wyniku czego za 6 lat trzeba będzie je wycofać z eksploatacji. Dodatkowe próby zmęczeniowe pozwoliły przedłużyć żywotność dwusilnikowych Morav o 400 h, czyli o 2÷3 lata użytkowania. Na czym więc będziemy latać w naszych aeroklubach i czym będzie dysponowało nasze lotnictwo sanitarne w przyszłym dziesięcioleciu?

Uwzględniając zapotrzebowanie krajowe i możliwości eksportowe, przemysł nasz przygotowuje na lata dziewięćdziesiąte całą gamę samolotów lekkich z silnikami krajowej produkcji: płaskich PZL-Franklin, F2, F4 i F6 (2-, 4- i 6-cylindrowe o mocy 45, 85 i 160 kW) wraz z odmianami do akrobacji i o podwyższonej mocy, oraz gwiazdowych AI-14 (wersja o podwyższonej mocy do 209 kW) i PZL-3SR (440 kW). Uruchomiona w br. w PZL-Dębica produkcja silników PZL F4 pozwoli na dostawy do aeroklubów samolotów szkolnych PZL-110 Koliber. W opracowaniu znajduje się wersja akrobacyjna tego silnika i wzmocniona konstrukcja Kolibra — co pozwoli na produkcję wersji szkolno-akrobacyjnej tego samolotu. Możliwości akrobacyjne samolotu będzie jednak ograniczała mała moc silnika. Przewidywane zmniejszenie się liczby Jaków-12, Gawronów i Wilg każe myśleć o samolocie do holowania szybowców. Będzie się do tego nadawała odmiana Kolibra z silnikiem PZL F6 oznaczona PZL-111 Senior. Samolot ten powinien mieć także wersję akrobacyjną. Te dwa samoloty mogłyby zaspokoić potrzeby szkolenia podstawowego oraz holu szybowców.

Następcą Zlinów Z-526 do treningu w akrobacji ma być PZL-M26 Iskierka, zbudowana w br., napędzana silnikiem PZL F6 dostosowanym do akrobacji. Orlik spełniający podobną rolę jak niegdyś Bies będzie napędzany zmodyfikowanym silnikiem AI-14 lub PZL F6 o mocy zwiększonej do 240 kW.

Uruchomienie produkcji silników PZL F6 stwarza również podstawę do produkcji dwusilnikowych samolotów służbowych Mewa, którymi oprócz naszego lotnictwa sanitarnego zainteresowana jest Czechosłowacja.

Czyż to już wszystko, co może być potrzebne naszym aeroklubom? Pewno przydałby się samolot specjalnie przystosowany do rajdów i zawodów rajdowo-nawigacyjnych. Istnieje możliwość zaprojektowania takiego samolotu z wykorzystaniem skrzydeł od Kolibra i elementów od innych produkowanych u nas samolotów.

Pierwszy silnik PZL F4 zaczęto już produkować, drugi, PZL F6, będzie produkowany wkrótce, zaś ostatni, PZL F2, pod koniec lat osiemdziesiątych. Jakie perspektywy stwarza ten silnik F2. Umożliwi produkcję dwumiejscowego motoszybowca, który znalazłby zastosowanie w naszych aeroklubach. Warto zauważyć, że dwumiejscowe motoszybowce odgrywają poważną rolę w szkoleniu w aeroklubach zachodniemieckich i brytyjskich, a ostatnio aerokluby czechosłowackie zamówiły 100 motoszybowców. Ponadto silnik PZL F2 umożliwi budowę samolotów ultralekkich (ULM), których era niewątpliwie już się rozpoczęła w wielu krajach. U nas zainteresowanie samolotami ULM też wciąż rośnie.

Jaki samolot zacznie w przyszłości zastępować An-2 w wywożeniu skoczków spadochronowych? Do tego celu ma służyć 8-miejscowa Wilga 88, której oznaczenie ma związek z rokiem, w którym była gotowa. Będzie napędzana silnikiem PZL-3SR. Warto sobie jednak zdać sprawę, że produkcja niezbyt dużych serii samolotów lekkich to nie jest zadanie dla największych wytwórni lotniczych, gdyż rozbudowana administracja powoduje wysokie koszty wydziałowe i ogólnozakładowe. Może takiej produkcji powinny się podejmować zakłady doświadczalne czy ośrodki badawczo-rozwojowe bądź wyodrębnione małe filie, albo nowo utworzone warsztaty spółdzielcze.

A jak wyglądają perspektywy eksportu naszych wyrobów lotniczych w tej kategorii? Trudno dziś przewidywać, który z naszych samolotów szkolnych będzie lepszy od swych konkurentów (choćby samolotów Zlin, czy rumuńskich Jak-52) i znajdzie nabywców w krajach RWPG. Wobec faktu, że w poszczególnych krajach odradzają się dążenia do uruchomienia produkcji samolotów lekkich (np. Bułgaria przystępuje teraz do tworzenia przemysłu samolotów lekkich), warto zwrócić jednak uwagę na jeden korzystny dla nas aspekt, że oprócz Czechosłowacji, inne

cd. na s. 2



**AUSTRALIA**

● Zawarto porozumienie z Japonią w sprawie rozwoju komunikacji lotniczej między obydwoma krajami. (A. et C. 1089)



**FRANCJA**

● W czasie działań wojskowych w Czadzie, uzbrojenie i sprzęt do bazy francuskiej w N'Djamena były transportowane m.in. samolotami C-5 Galaxy i C-141 Starlifter US Air Force. (A. et C. 1986)

● Na początku marca br. praca paryskiego portu lotniczego Charles de Gaulle została poważnie zakłócona strajkiem lotniskowej straży pożarnej. (A. et C. 1086)

● Powstał mini-zespół akrobacyjny z dwóch samolotów ultralekkich Colomban MC.15 Cri-Cri. (A. et C. 1088)



**HOLANDIA**

● 77 śmigłowców Aérospatiale Alouette III w wersji bojowej ma być zastąpione 80 śmigłowcami bojowymi nowego typu. Rozważa się, czy będą to francuskie Aérospatiale SA.365M Dauphin, czy też włoskie Agusta A.129 Mangusta. (A. et C. 1087)

● Samoloty Fokker F-27 Friendship mają być modyfikowane przez francuską firmę Transair France do wersji przeciwpożarowej. Przewiduje się, że będą uzupełnianymi samolotów pożarniczych użytkowanych w rejonie Morza Śródziemnego: Canadair CL-215, Grumman Tracker i M-18 Dromader. (A. et C. 1088)



**INDIE**

● Trwają prace nad śmigłowcem ALH (Advanced Light Helicopter), prowadzone przy współpracy zachodniemieckiego MBB. Wielozadaniowy ALH, o masie 4500÷5000 kg, napędzany jednym silnikiem i czterolopatowym wirnikiem nośnym z włókien elastomerowych, będzie mógł zabrać 14 osób. Początek prób w locie przewidziany jest w 1988 r. (A. et C. 1087)

● Dla lotnictwa cywilnego kupiono w Wielkiej Brytanii 21 śmigłowców Westland 30. (A. et C. 1086)

● Ekspertyzy potwierdzają, że przyczyną ubiegłorocznej katastrofy Boeinga 747 linii Air India u wybrzeży Irlandii był wybuch bomby w ładowni. (A. et C. 1086)



**IZRAEL**

● ICAO wyznaczyło karę za dokonanie rewizji samolotu libijskiego w Hajfie na początku lutego br. (A. et C. 1086)

● W marcu br. dobiegał końca montaż prototypu samolotu bojowego IAI Lavi. (A. et C. 1086)



**JAPONIA**

● Przemysł lotniczy będzie realizować 25% programu samolotu 150-miejscowego Boeing 7J7 z napędem śmigłowentylatorowym. Obecnie wytwórnie japońskie są podwykonawcami Boeinga 767. (A. et C. 1087)



**JUGOSŁAWIA**

● Zamówiono 5 samolotów Canadair CL-215 do gaszenia pożarów z powietrza (wcześniej kupiono 4 samoloty tego typu). (A. et C. 1088)



**SZWAJCARIA**

● Swissair przewiózł w 1985 r. 7,35 mln pasażerów i 240 168 Mg ładunków. Współczynnik wypełnienia miejsc wzrósł z 64% do 65%. (AviMag 913)



**USA**

● Po niepowodzeniu kompozytowego samolotu Lear Fan, obecnie próbuje się w tej dziedzinie Beechcraft. W lutym br. wystartował po raz pierwszy dwusilnikowy samolot dyspozycyjny Starship (w układzie kaczki), a przygotowuje się dwa następne modele kompozytowe: samolot dwusilnikowy i jednosilnikowy. (A. et C. 1087)

● US Air Force i US Navy mają współpracować w programach przyszłych samolotów: myśliwskiego (Advanced Tactical Fighter) i taktycznego (Advanced Tactical Aircraft). (A. et C. 1089)



**W. BRYTANIA**

● Trwają próby brazylijskiego samolotu treningowego Embraer EMB-312 Tucano z silnikiem turbośmigłowym Garrett TPE 331. 130 samolotów Tucano z tym napędem ma otrzymać RAF, a ich licencyjną produkcję w Wielkiej Brytanii podejmie wytwórnia Shorts Brothers, która prowadzi obecnie badania w Brazylii. (A. et C. 1086)

● Na 17 kwietnia br. planowano wyholowanie z hali montażowej eksperymentalnego samolotu bojowego EAP. (A. et C. 1086)



**WŁOCHY**

● Podobnie jak Francja, Włochy wzmożyły działania obrony powietrznej nad wodami Morza Śródziemnego. (A. et C. 1094)



**ZSRR**

● Trwają próby skrzydłowego statku powietrznego wykorzystującego poduszkę powietrzną w locie blisko podłoża. Służy on do transportu ciężkich ładunków na znaczne odległości, w przelotach nad morzem. Jest wyposażony w stałe silniki odrzutowe dające ciąg skośny ku dołowi (pełnią rolę wspomagającą przy starcie) oraz napędową jednostkę turbinową, na usterzeniu, napędzającą dwa przeciwbieżne śmigła. (AviMag 917)

● W Leningradzie otworzono drugi port lotniczy, m.in. do obsługi ruchu międzynarodowego. (A. et C. 1092)

● 28 kwietnia br. przywrócono komunikację lotniczą między ZSRR i USA (do Waszyngtonu i Nowego Jorku), wstrzymaną po 13 grudnia 1981 r. Samoloty Aeroflotu i PanAm wykonują po cztery loty tygodniowo. (A. et C. 1094)

**OGÓLNE**

● Stowarzyszenie przewoźników europejskich AEA przewiduje wzrost międzynarodowych przewozów lotniczych w Europie o 6% (A. et C. 1088)

● Przewoźnicy zrzeszeni w IATA przewieźli przez Atlantyk Północny w 1985 r. 23 234 975 pasażerów, tj. o 5,6% więcej niż w 1984 r. Jednak współczynnik wypełnienia miejsc na tych liniach zmniejszył się o 3,2% (do 69,3%), w związku z tym, że liczba miejsc oferowanych w samolotach wzrosła o 10,5% (A. et C. 1088)

cd. ze s. 1

kraje RWPG nie produkują silników tłokowych do samolotów lekkich. Dlatego Polska mogłaby zaopatrywać wiele krajów w swoje silniki. Trzeba jednak najpierw rozwinąć ich produkcję. Jest to duża szansa dla wytwórni PZL-Dębica. Ponieważ do tych silników produkujemy też śmigła, zwiększa to nasze możliwości znalezienia nabywców. War-

to też wiedzieć, że rozwój samolotów lekkich w naszym kraju jest przewidywany w centralnych planach badawczo-rozwojowych w bieżącej 5-latce, co stwarza nadzieje na realizację zamierzeń w tej dziedzinie.

(Artykuł jest oparty na dyskusji podczas „spotkania okrągłego stołu” Sekcji Lotniczej SIMP nt. stanu i rozwoju samolotów lekkich, w dniu 1986-04-29).



# Obszar biegunowych prędkości

Dr inż. WIESŁAW STAFIEJ

PZL-Bielsko

Charakterystyka właściwości szybowca w locie jest wyrażona m.in. biegunową prędkości, czyli zależnością prędkości opadania szybowca od prędkości lotu po torze. Obie te wielkości są funkcją masy szybowca w locie  $m$ , zgodnie z zależnościami:

$$V = \sqrt{\frac{2m \cdot g}{\rho \cdot S \cdot C_z}} \quad (1)$$

$$w = \sqrt{\frac{2m \cdot g \cdot C_x^2}{\rho \cdot S \cdot C_z^3}} \quad (2)$$

gdzie:

- $g$  — przyspieszenie ziemskie,
- $\rho$  — gęstość powietrza,
- $S$  — powierzchnia nośna płaska,
- $C_z$  — współczynnik siły nośnej szybowca,
- $C_x$  — współczynnik siły oporu szybowca.

Współrzędne biegunowej prędkości  $V$  i  $w$  zmieniają się wraz ze zmianami masy szybowca w locie [1]. Przy zmianie masy z wartości  $m_1$  na  $m_2$  odpowiednio zmieniają się współrzędne biegunowej prędkości:

$$V_2 = V_1 \sqrt{\frac{m_2}{m_1}} \quad \text{oraz} \quad w_2 = w_1 \sqrt{\frac{m_2}{m_1}} \quad (3)$$

Wpływ zmiany wielkości masy szybowca w locie na przebieg biegunowej prędkości ilustruje tabl. 1.

## Wykorzystanie biegunowych prędkości

Biegunowa prędkości jest podstawą taktycznych obliczeń przelotu szybowcowego [2], tj. wyznaczania optymalnych prędkości przeskoków międzykominowych, określania parametrów dolotowych, budowy biegunowej krążenia itp.

Jako przykład w artykule przytoczono metodę wyznaczania prędkości przeskoków międzykominowych  $V_{pm}$  zapewniających uzyskanie maksymalnej prędkości przelotowej  $V_p$  w danych warunkach meteorologicznych, określonych średnim wznoszeniem w kominach termicznych  $w_w$ . Prędkość przelotową określa zależność:

$$V_p = V_{pm} \frac{w_w}{w_w + w_d + w} \quad (4)$$

gdzie  $w_d$  określa prędkość prądów opadających w obszarach międzykominowych, będących funkcją intensywności kominów:

$$w_d = k \cdot w_{w0}$$

W rozważaniach taktycznych zakłada się  $k = 0$  do 0,2. Przy założeniu wartości  $k = 0$ , zależność (4) upraszcza się:

$$V_p = V_{pm} \frac{w_w}{w_w + w} \quad (5)$$

Wielkość prędkości opadania szybowca  $w$  jest funkcją prędkości przeskoku międzykominowego  $V_{pm}$  określona przebiegiem biegunowej prędkości przy określonej masie szybowca w locie  $m$ .

Maksymalna wartość prędkości przelotowej  $V_p$  w danych warunkach termicznych  $w_w$  określa optimum prędkości przeskoku międzykominowego  $V_{pm}$  (rys. 1).

## Zmienność masy szybowca w locie

Wielkość masy szybowca w locie zależy od:

- masy szybowca pustego,
- masy ładunku (pilot + spadochron + wyposażenie dodatkowe),
- masy balastu wodnego (jeśli szybowiec ma zbiorniki balastowe).

Powyższe masy składowe są wielkościami zmiennymi.

Masa szybowca pustego zależy od ilości tworzywa zawartego w bryle szybowca. W przypadku struktur kompozytowych powtarzalność produkcyjna tej masy mieści się w pewnym przedziale tolerancji. Ponadto drobne remonty szybowca wiążą się najczęściej z przyrostem ilości materiału, a więc i masy.

Najszerszy przedział zmienności masy wprowadza ładunek. Zgodnie z przepisami budowy szybowców [3], szybowiec musi umożliwiać wykonywanie lotów pilotom o masie ciała w granicach 45÷100 kg. Ponadto pilot zabiera ze sobą różne urządzenia dodatkowe (np. radiostację, barograf, aparaturę tlenową itp.) o różnej masie.

Napełnianie zbiorników balastowych wodą (całkowite lub częściowe) jest kolejnym czynnikiem różnicującym wypadkową wielkość masy szybowca w locie.

## Przykład: szybowiec SZD-51-1 Junior

Masa pustego Juniora może zawierać się w granicach 200÷240 kg. Tak duży zakres zmienności przyjęto z następujących względów:

- ujęcie produkcyjnych rozrzutów masy struktury płatowca,
- w przewidywaniu remontów związanych z przyrostem masy,
- w celu umożliwienia stosowania w produkcji zamien-

TABLICA 1

$m$ , kg	260	333	380
	$w$ , m/s		
70	0,56	0,58	—
77,5	0,62	0,63	0,64
80	0,65	0,66	0,65
90	0,82	0,79	0,74
100	1,08	0,96	0,90
110	1,31	1,16	1,08
120	1,57	1,37	1,28
130	1,91	1,60	1,50
140	2,30	1,88	1,75
150	2,75	2,22	2,05
160	3,24	2,67	2,42
170	3,78	3,11	2,82
180	4,54	3,60	3,25

ników materiałów krajowych, które mogą mieć gramaturę wyższą niż importowane,

— w przewidywaniu ewentualnych modyfikacji struktury wynikających z doświadczeń eksploatacyjnych i uniknięcia dodatkowych prób i analiz obliczeniowych wymaganych procedurą certyfikacyjną.

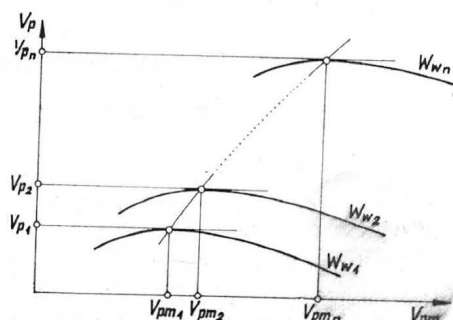
Dozwolona dla Juniora masa ładunku wynosi 410 kg. Szybowiec nie ma zbiorników na balast wodny.

Maksymalna masa szybowca w locie może więc wynosić:

$$m_{\max} = (m_{\text{szyb}})_{\max} + (m_{\text{ład}})_{\max} = 240 + 140 = 380 \text{ kg} \quad (6)$$

Minimalna masa szybowca w locie może wynieść:

$$m_{\min} = (m_{\text{szyb}})_{\min} + (m_{\text{pilot}})_{\min} = 200 + 55 = 255 \text{ kg} \quad (7)$$



Rys. 1

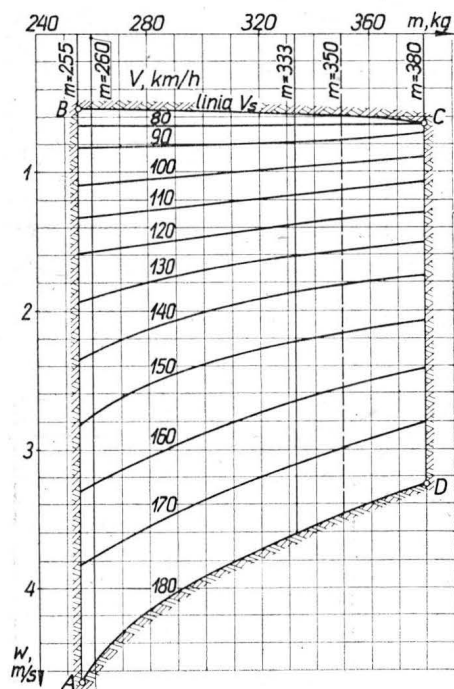
gdzie minimum ładunku stanowią: masa ciała pilota 45 kg i spadochron 10 kg.

Granice zmienności masy w locie szybowca Junior wynoszą więc 255÷380 kg.

W trakcie prób w locie pomiary biegunowej prędkości są przeprowadzane przy różnych masach szybowca w locie. W Instrukcji Obsługi w Locie Szybowca SZD-51-1 Junior są podane współrzędne biegunowych prędkości dla mas: 260 kg, 333 kg i 380 kg. Odpowiednio obciążenia powierzchni nośnej (masowe) przy powierzchni płata 12,5 m<sup>2</sup> wynoszą: 20,8 kg/m<sup>2</sup>, 26,6 kg/m<sup>2</sup> i 30,4 kg/m<sup>2</sup>. Wartości prędkości przeciągnięcia i odpowiadających im prędkości opadania szybowca  $V_s$  oraz  $w$  dla powyższych obciążeń powierzchni nośnej podano w tabl. 2.

TABLICA 2

$m$ , kg	260	333	380
$m/S$ , kg/m <sup>2</sup>	20,8	26,6	30,4
$V_s$ , km/h	62	70	77,5
$w$ , m/s	0,54	0,58	0,64



Rys. 2

TABLICA 3

$V$ , km/h	75	80	90	100	110	120	130	140	150	160	170	180
$w$ , m/s	0,59	0,66	0,77	0,94	1,13	1,33	1,57	1,82	1,96	2,56	2,99	3,47

Praktycznie wykorzystywany obszar prędkości lotu szybowca Junior zamyka się w granicach od  $V_s$  do  $V = 180$  km/h. Zawodnika startującego w imprezie sportowej interesuje biegunowa prędkości dla konkretnej wielkości masy szybowca w locie. Oczywiście może on przeliczyć wartości  $V$  i  $w$  dla tej masy korzystając z zależności (3). Jest to jednak pracochłonne, a w przypadku szybowca z balastem

(który może być częściowo wyrzucany w locie) należałoby rachunek powtarzać dla różnych wariantów napełnienia zbiorników.

Ułatwieniem tego zadania jest propozycja przedstawienia biegunowych prędkości za pomocą „obszaru” obejmującego cały zakres możliwych wartości masy szybowca w locie, co pozwala na uniknięcie operacji obliczeniowych przez zastąpienie ich odczytem z wykresu.

### Obszar biegunowych prędkości

Obszarem biegunowych prędkości nazywano pole wykresu uzależniającego prędkość opadania szybowca  $w$  od wielkości masy  $m$  przy prędkości lotu  $V$  potraktowanej jako parametr poszczególnych charakterystyk.

Wykres ten można sporządzić przeliczając poszczególne punkty wg zależności (3), jednakże z wystarczającą dla taktyki zawodniczej dokładnością można wykorzystać dane zawarte w tabl. 1, ekstrapolując przebiegi krzywych do wartości masy minimalnej  $m = 255$  kg.

Obszar biegunowych prędkości dla Juniora podano na rys. 2. Punkty wykresu podane w tabl. 1 znajdują się na pionowych prostych dla  $m = 260$  kg, 333 kg i 380 kg. Połączenie tych punktów liniami krzywymi (dla  $V = \text{const}$ ) tworzy siatkę obszaru. Przedłużenie krzywych  $V = \text{const}$  do prostej  $m = 255$  kg zamyka obszar użytkowych mas w locie Juniora.

Dla dowolnej masy szybowca w locie (w naszym przykładzie  $m = 350$  kg) punkty przecięcia prostej  $m = 350$  kg z liniami  $V = \text{const}$  wyznaczają wielkości prędkości opadania  $w$  należące do poszczególnych prędkości lotu.

Obszar biegunowych prędkości jest więc polem ograniczonym prostymi pionowymi:  $m = 255$  kg i  $m = 380$  kg oraz liniami  $V_s$  i  $V = 180$  km/h i tworzy figurę opisaną punktami A, B, C i D.

Współrzędne biegunowej prędkości dla masy szybowca w locie  $m = 350$  kg, odczytane z „obszaru”, zebrano w tabl. 3.

### Podsumowanie

- Właściwości lotne szybowca, wyrażone biegunową prędkością, są m.in. funkcją masy szybowca w locie.

- Masa ta jest indywidualną cechą danego egzemplarza szybowca i funkcją stanu załadowania (masa ciała pilota, spadochronu, wyposażenia dodatkowego dyktowanego względami taktycznymi, masa balastu wodnego itp.).

- Walka o jak najlepszy wynik w zawodach wymaga dostosowania parametrów lotu do aktualnych warunków meteorologicznych i masy szybowca w locie.

- Szybkie określenie parametrów biegunowej prędkości dla dowolnej (w dopuszczalnych granicach) masy szybowca w locie umożliwia przedstawiony w niniejszym artykule obszar biegunowych prędkości.

### LITERATURA

1. W. ŁANECKA-MAKARUK: Mechanika lotu szybowców. WKiŁ, Warszawa, 1979
2. E. MAKUŁA, S. SKRZYDLEWSKI, S. WIELGUS: Przeloty szybowcowe. Wyd. LPZ, 1953
3. Joint Airworthiness Requirements JAR-22. Cheltenham, 1980.
4. Instrukcja Obsługi w Locie Szybowca SZD-51-1 Junior. PDPSZ PZL-Bielsko, 1984

## NOWOŚCI TECHNICZNE

### Samolot z wyposażeniem do sprawdzania naziemnych urządzeń nawigacyjnych

Oddział awioniki włoskiego stowarzyszenia lotniczego Aeritalia wyposażył samolot służbowy Cessna Citation II w opracowany własny system do sprawdzania dokładności działania naziemnych urządzeń nawigacyjnych ILS, VOR, Tacan, DME i ADF używanych przez lotnictwo cywilne we włoskim obszarze powietrznym. Zainstalowany na samolocie Citation II system jest mniejszą i lżejszą wersją systemu, który wcześniej został umieszczony na dużym wojsko-

wym samolocie transportowym Aeritalia G-222. Samolot z nową aparaturą będzie wykorzystywany przez państwową agencję odpowiedzialną za bezpieczeństwo cywilnego ruchu lotniczego. Będzie on rejestrował sygnały naziemnych urządzeń nawigacyjnych, porównywał je z sygnałami idealnymi, a następnie automatycznie określał i przekazywał obsłudze tych urządzeń poprawki potrzebne do ich regulacji. Aeritalia spodziewa się również zagranicznych zamówień na swój system.

W.K.



# Badanie możliwości uniknięcia rezonansu łopaty wirnika śmigłowca przez zmianę jej parametrów (II)

Mgr inż. JAROSŁAW STANISŁAWSKI  
Instytut Lotnictwa

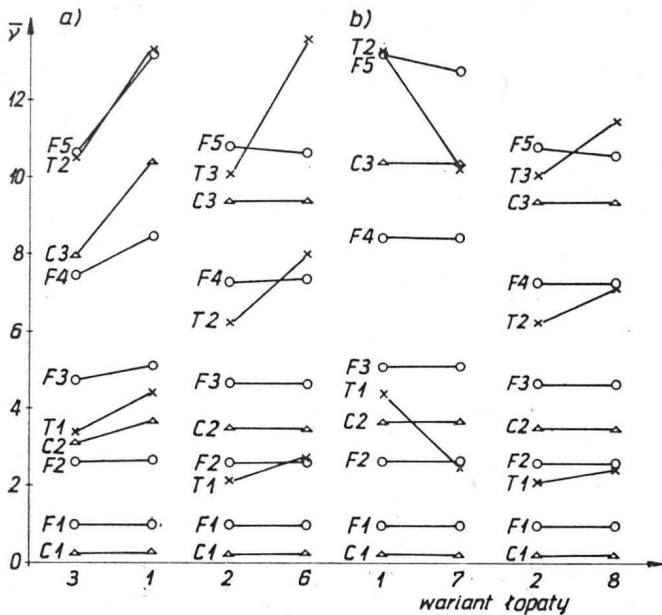
Przeliczone kolejno warianty łopaty zestawiono w tabl. 3, natomiast odpowiadające im zmiany częstości przedstawiono na rys. 5, 6, 7.

Zmniejszenie sztywności łopaty o połowę we wszystkich płaszczyznach (wariant 3, rys. 5a) spowodowało obniżenie częstości drgań. Największą czułość na zmianę sztywności wykazują drgania skrętne, następnie drgania giętne w płaszczyźnie obrotów, a najmniejszą — giętne w płaszczyźnie ciągu. Można także zauważyć, że im wyższa postać drgań w danej płaszczyźnie, tym większa jest czułość na zmianę sztywności. Porównanie wartości liczbowych uzyskanych zmian częstości zebrano w tabl. 4.

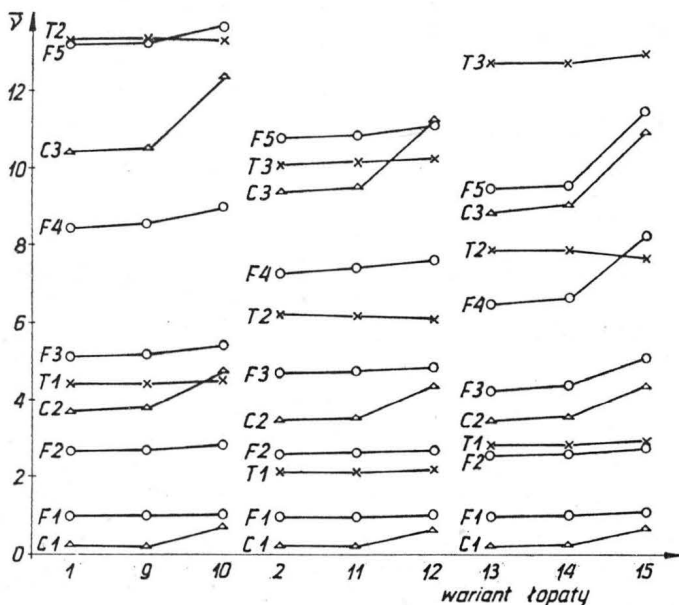
Okazuje się, że częstości niskich postaci drgań giętnych w płaszczyźnie ciągu F2, F3 nie są zbyt wrażliwe nawet na tak radykalną zmianę charakterystyk łopaty, jak zmniejszenie o połowę jej sztywności. Właściwość ta może być wykorzystana przy określeniu dopuszczalnych tolerancji rozrzutu technologicznego charakterystyk łopaty. Do obliczeń (warianty 4 i 5) przyjęto wielkość rozrzutu sztywności uzyskanych z pomiarów serii ponad 30 łopat (rys. 8). Dla tych granic rozrzutu sztywności większe zmiany wykazały wyższe postacie giętne F5, C3, natomiast w przypadku drgań skrętnych już dla postaci T2 zakres zmian częstości wyniósł ok. 0,5 harmonicznego. Jest zatem konieczne zawężenie pola rozrzutu, zwłaszcza dla sztywności skrętnej łopaty.

Duży wpływ na częstości drgań skrętnych wykazuje też sztywność utwardzenia skrętnej łopaty. Wielkość utwardzenia skrętnej w znacznym stopniu zależy od konstrukcji tarczy sterującej i połączenia jej z popychaczami przekraczającymi łopaty. Jako skrajne wartości utwardzenia skrętnej przyjęto  $k_x = 8 \times 10^4$  Nm/rd, co odpowiada zwartej i sztywnej konstrukcji oraz  $k_x = 10^4$  Nm/rd dla układu sterowania typu pająk z długimi ramionami łączącymi tarczę sterującą i popychacze. Wszystkie postacie skrętne mocno reagują na zmianę sztywności utwardzenia i, podobnie jak w przypadku zmian sztywności skrętnej samej łopaty, większe zmiany częstości występują dla wyższych postaci (rys. 5b). Trzeba zauważyć, że zmiany sztywności utwardzenia skrętnej działają skuteczniej w przypadku łopaty sztywnej. Mniejszy wpływ utwardzenia na częstości drgań skrętnych łopaty miękkiej można tłumaczyć tym, że na dalsze partie łopaty wiotkiej oddziaływanie sztywno zamocowanej nasady jest małe.

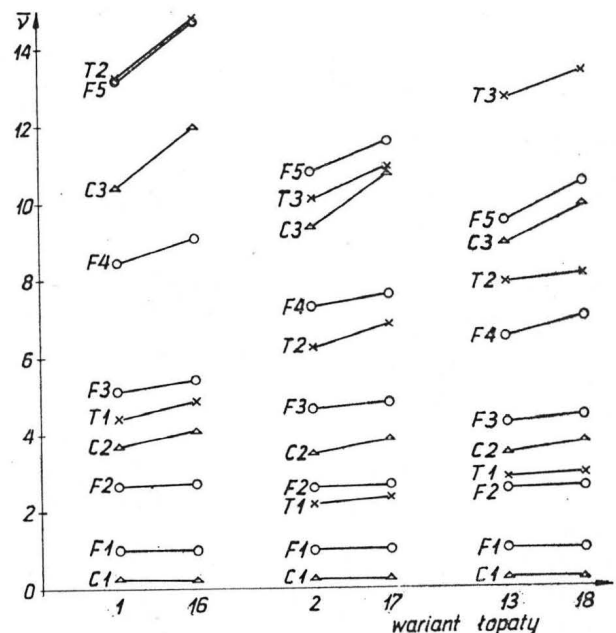
Przejdźmy następnie do wpływu utwardzenia nasady łopaty w płaszczyźnie ciągu i w płaszczyźnie obrotów na częstości drgań własnych. Na rys. 6 przedstawiono dla poszczególnych typów łopat wzrost częstości własnych wynikający ze zwiększenia wartości utwardzenia w obu płaszczyznach od  $k_y = k_z = 0$  Nm/rd dla wirnika przegubowego, poprzez  $k_y = k_z = 6 \times 10^4$  Nm/rd w przypadku wirnika sprężystego, do  $k_y = k_z = 10^8$  Nm/rd dla wirnika bezprzegubowego. Dla łopat o stałym wzdłuż promienia roz-



Rys. 5. Zmiany częstości własnych łopaty w zależności od: a) sztywności łopaty, b) sztywności skrętnej utwardzenia łopaty



Rys. 6. Wpływ utwardzenia giętnego na częstości własne łopaty



Rys. 7. Wpływ skrócenia łopaty na częstości własne

TABLICA 3. Zestawienie zmian i wariantów łopaty

Badany parametr	Nr wariantu łopaty	Wartości parametrów	Uwagi
Sztwność łopaty	1	patrz tabl. 1 (cz. I art.)	wariant podstawowy łopaty sztywnej
	2	patrz tabl. 1	wariant podstawowy łopaty miękkiej
	3	1, $(EJ_z)_i = 5.74 \times 10^8 \text{ Nm}^2$ $(EJ_y)_i = (GJ)_i = 4.305 \times 10^4 \text{ Nm}^2$	sztwność łopaty zmniejszona dwukrotnie w stosunku do wariantu 1
	4	2, $(EJ_z)_i = 6,6 \times 10^8 \text{ Nm}^2$ $(EJ_y)_i = 27 500 \text{ Nm}^2$ $(GJ)_i = 15 400 \text{ Nm}^2$	rozrzut technologiczny +10% sztywności
	5	2, $(EJ_z)_i = 5.4 \times 10^8 \text{ Nm}^2$ $(EJ_y)_i = 22 500 \text{ Nm}^2$ $(GJ)_i = 12 600 \text{ MNm}^2$	rozrzut technologiczny -10% sztywności
	6	2, $(GJ)_i = 28 000 \text{ Nm}^2$	sztwność skrętna dwukrotnie zwiększona
Sztwność skrętna utwierdzenia łopaty	7	1, $k_x = 8 \times 10^3 \text{ Nm/rd}$	
	8	2, $k_x = 8 \times 10^4 \text{ Nm/rd}$	
Sztwność giętna utwierdzenia łopaty	9	1, $k_y = k_z = 6 \times 10^4 \text{ Nm/rd}$	wirnik sprężysty
	10	1, $k_y = k_z = 10^8 \text{ Nm/rd}$	wirnik sztywny
	11	2, $k_y = k_z = 6 \times 10^4 \text{ Nm/rd}$	wirnik sprężysty
	12	2, $k_y = k_z = 10^8 \text{ Nm/rd}$	wirnik sztywny
	13	$k_y = k_z = 0 \text{ Nm/rd}$	łopata o zmiennych wzdłuż promienia charakterystykach
	14	13, $k_y = k_z = 6 \times 10^4 \text{ Nm/rd}$	wirnik sprężysty
	15	13, $k_y = k_z = 10^8 \text{ Nm/rd}$	wirnik sztywny
Skrócenie łopaty	16	1, $R = 7.0 \text{ m}$	
	17	2, $R = 7.0 \text{ m}$	
	18	13, $R \Psi$	

stacie giętnie w płaszczyźnie ciągu, wystąpił dla łopaty o zmiennych charakterystykach wzdłuż promienia, tzn. lekkiej i wiotkiej końcówce oraz sztywniejszej i cięższej nasadzie. Przyrosty częstości odpowiednich postaci wyniosły  $\Delta F_4 = 1,78$ ,  $\Delta C_2 = 0,92$ . Zwiększone oddziaływanie utwierdzenia na łopatę o zmiennym rozkładzie charakterystyk wynika ze skrócenia łatwo odkształcalnego odcinka łopaty przez sztywniejszą część nasadową.

Współczynnik wahań i przekręceń był kolejnym zmiennym parametrem. Dla wartości wyjściowej współczynnika  $k_w = 0,5$  oraz wartości skrajnych  $k_w = 0,1$  i  $k_w = 1,0$  zmiany częstości drgań mieściły się w dość wąskim przedziale wynoszącym ok.  $\pm 0,15$  harmonicznego dla wyższych postaci.

Obcięcie końcówki łopaty, to metoda zmiany częstości własnych łatwa w wykonaniu, ale pogarszająca właściwości lotne śmigłowca. Skrócenie łopaty ma wyraźnie większy wpływ na wyższe postaci (rys. 7). Łopaty o stałych rozkładach masowo-sztwnościowych (warianty 16, 17) skrócono o ok. 9%, łopatę o zmiennym rozkładzie (wariant 18) — w przybliżeniu o 8%. Uzyskano wprawdzie przyrost częstości wszystkich postaci oprócz F1 i C1 (tabl. 5), lecz dla niższych postaci (F2, F3, C2, T1) zmiany są niewielkie wobec tak znacznego zmniejszenia promienia wirnika. W przypadku łopaty o lekkiej końcówce (wariant 18) zmiany częstości są wyraźnie mniejsze, z wyjątkiem drgań w płaszczyźnie ciągu dla wariantu 17, w porównaniu z łopatom o cięższych końcówkach przy stałych rozkładach.

Oprócz sztywności, na częstości drgań duży wpływ ma masa. Badano wpływ tylko lokalnych zmian w rozkładzie masy łopaty przy założeniu, że dodatkową masę wprowadza się w dane miejsce punktowe zaniebując zmiany momentów bezwładności oraz sztywności. Dodatkowe zwiększenie masy w celu regulacji częstości określonej postaci drgań zrealizowano w czasie prac nad rozwojem śmigłowca B6-105 [5]. Na jednym z wariantów łopat kosztem zwiększenia masy o 2,6 kg w rejonie strzałki obniżono częstość drgań w postaci F2 o 0,2 harmonicznego, co uznano

TABLICA 4. Czulość częstości drgań łopaty na zmiany sztywności

Wariant łopaty	Zmiana sztywności	Zmiany częstości drgań									
		$\Delta F_2$	$\Delta F_3$	$\Delta F_4$	$\Delta F_5$	$\Delta C_1$	$\Delta C_2$	$\Delta C_3$	$\Delta T_1$	$\Delta T_2$	$\Delta T_3$
1 → 3	-50%	-0,07	-0,41	-0,98	-2,60	0	-0,61	-2,43	-1,01	-2,69	—
1 → 6	GJ +100%	-0,05	0	0,11	-0,17	0	0	0	0,49	1,76	3,49
2 → 4	+10%	0,01	0,04	0,09	0,24	0	0,09	0,36	0,06	0,23	0,36
2 → 5	-10%	-0,01	-0,04	-0,09	-0,22	0	-0,09	-0,38	-0,07	-0,25	-0,40

TABLICA 5. Wpływ skrócenia łopaty na częstości własne

Wariant łopaty	Zmiany częstości drgań										
	$\Delta F_1$	$\Delta F_2$	$\Delta F_3$	$\Delta F_4$	$\Delta F_5$	$\Delta C_1$	$\Delta C_2$	$\Delta C_3$	$\Delta T_1$	$\Delta T_2$	$\Delta T_3$
1 → 16	0	0,04	0,29	0,64	1,46	0,01	0,40	1,53	0,46	1,43	—
2 → 17	0	0,03	0,13	0,31	0,77	0,01	0,36	1,34	0,16	0,61	0,82
13 → 18	0	0,05	0,19	0,56	1,01	0,01	0,28	1,02	0,09	0,21	0,58

TABLICA 6. Wpływ lokalnych zmian masy na częstości własne łopaty

Polożenie dodatkowej masy		Zmiany częstości						
promień $\bar{R}$	uwagi	$\Delta F_2$	$\Delta F_3$	$\Delta F_4$	$\Delta F_5$	$\Delta C_2$	$\Delta C_3$	$\Delta T_2$
0,2	bliska strzałka F4	-0,04	-0,23	-0,50	-0,84	-0,08	-0,60	0,01
0,32	bliska strzałka F3	-0,11	-0,27	-0,06	-0,02	-0,20	-0,52	0
0,46	strzałka F2	-0,13	-0,03	-0,16	-0,39	-0,22	-0,01	0,02
0,52	dalsza strzałka F4, pobliz strzałki F2, węzeł F3	-0,12	0,08	-0,39	0,09	-0,18	-0,01	0,02
0,72	dalsza strzałka F3	0,04	-0,14	0,25	-0,02	-0,06	-0,49	-0,01
0,95	$\Delta m = 4 \text{ kg}$	0,06	0,21	0,33	0,38	-0,09	-0,28	-0,01

kładzie charakterystyk masowo-sztwnościowych okazało się, że zmiany częstości własnych przy przejściu od wirnika przegubowego do bezprzegubowego są stosunkowo nieznaczne, oprócz drgań giętnych w płaszczyźnie obrotów i wyniosły w przypadku łopaty sztywnej  $\Delta F_4 = 0,56$ ,  $\Delta C_2 = 1,04$  oraz dla łopaty miękkiej  $\Delta F_4 = 0,38$ ,  $\Delta C_2 = 0,88$ . Częstości drgań skrętnych praktycznie nie uległy zmianie. Znacznie większy wpływ utwierdzenia, zwłaszcza na po-

za wartość wystarczającą. Dla cięższych łopat rozpatrywanego wariantu 2 przyjęto wielkość masy regulującej  $\Delta m = 5 \text{ kg}$ . Wraz ze wzrostem masy spodziewano się obniżenia częstości własnych. Okazuje się jednak, że w zależności od miejsca wprowadzenia dodatkowej masy uzyskano różne wpływy na częstości poszczególnych postaci, zwłaszcza drgań giętnych w płaszczyźnie ciągu. Znaczne zmniejszenie częstości drgań uzyskano, jeśli masa znalazła



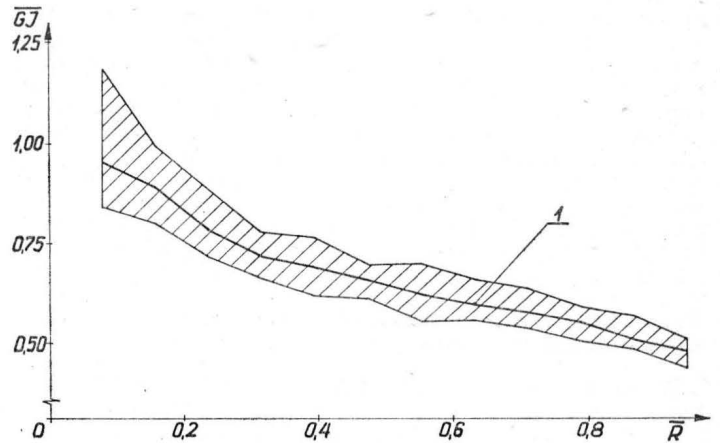
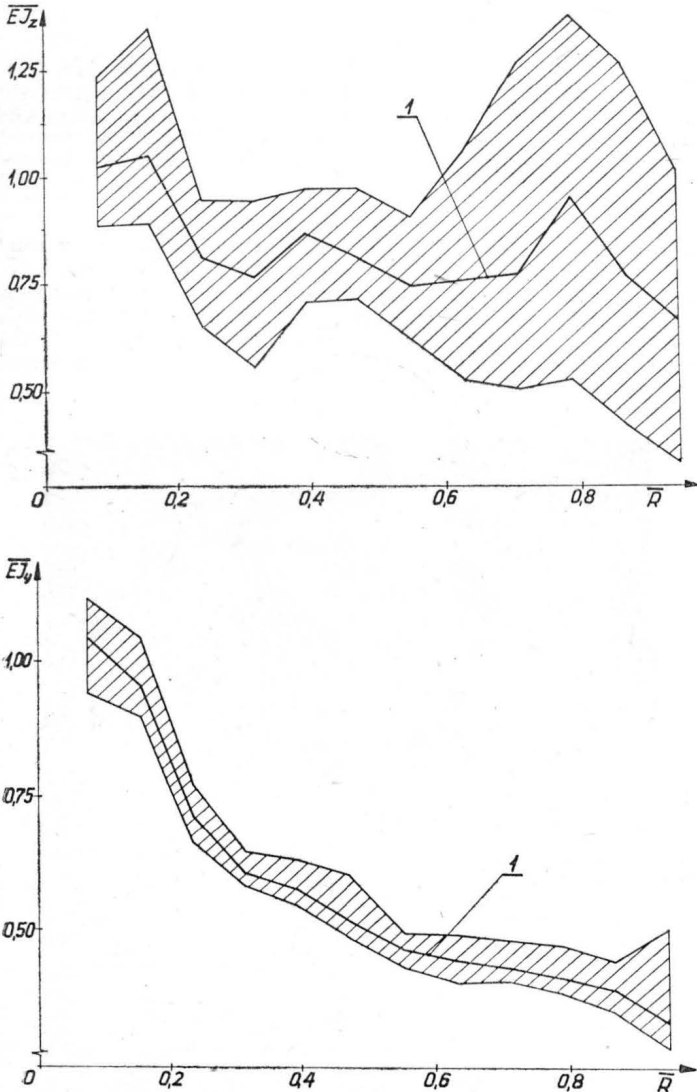
się w strzałce postaci drgań lub jej sąsiedztwie. W przypadku postaci  $F_2$  zmiana wyniosła  $\Delta F_2 = -0,13$  harmonicznej, dla tego samego wariantu łopaty miękkiej obniżenie sztywności o połowę wywołało zmianę  $\Delta F_2 = -0,07$ . Jeśli chodzi o wyższe postacie, to efekt zwiększonej masy w strzałce zależy od odległości jej położenia względem osi obrotu. Po dodaniu masy w strzałce postaci  $F_3$  bliższej

strzałka lub węzeł innej postaci. Np. w pobliżu strzałki  $F_2$  jest węzeł  $F_3$  i dalsza strzałka  $F_4$ . W tym przypadku obniżeniu częstości  $F_2$ ,  $F_4$  będzie towarzyszył wzrost częstości postaci  $F_3$ .

Częstości drgań giętych w płaszczyźnie obrotów są mniej wrażliwe na przyrost siły odśrodkowej, dominuje wpływ zwiększonej masy obniżającej częstości własne. Szczególnie jest to widoczne w przypadku rozmieszczenia mas w końcowych segmentach łopaty (tabl. 6).

\* \* \*

Zmniejszenie poziomu drgań konstrukcji śmigłowca można osiągnąć różnymi metodami, stosując dodatkowe urządzenia. Wydaje się jednak, że najbardziej celowe jest ograniczanie drgań u samego źródła — wirnika przez regulację częstości własnych łopat, jak również dobór odpowiednich profili, czy ukształtowanie końcówki. Nawet jeśli będzie to wykonane kosztem zwiększenia masy łopat i piasty, to trzeba zaznaczyć, że dodatkowe urządzenia, jak izolatory, eliminatory czy tłumiki rezonansowe też oznaczają zwiększenie masy. W każdym przypadku konstruk-



Rys. 8. Rozrzut technologiczny sztywności dla serii łopat: a) sztywności giętej w płaszczyźnie ciągu, 1 — średnia sztywność gięta w płaszczyźnie większej sztywności z 36 łopat; b) sztywności giętej w płaszczyźnie obrotów, 1 — średnia sztywność gięta w płaszczyźnie mniejszej sztywności z 36 łopat; c) sztywności skrętnej, 1 — średnia sztywność skrętna z 36 łopat

cja o obniżonych drganiach będzie trwalsza i przyjemniejsza w użytkowaniu.

#### LITERATURA

1. L. KALINOWSKI: Drgania swobodne przegubowej łopaty wirnika nośnego śmigłowca. *Prace Instytutu Lotnictwa*, nr 31, 1967 r.
2. W. JOHNSON: Comparison of Three Methods for Calculation of Helicopter Rotor Blade Loading and Stresses Due to Stall. NASA TN D-7833, November 1974 r.
3. E. J. LAING: Army Helicopter Vibration Survey Methods and Results. J. A. H. Soc., July 1974 r.
4. Engineering Design Handbook. Helicopter Engineering Preliminary Design. § 2.1 U. S. Army, 1974 r.
5. M. RADE: Vergleich von Rechnungen und Flugmessungen an einen gelenklosen Rotor System Bölkow. WGLR, August 1968 r.
6. R. H. BLACKWELL, D. J. MERKLEY: The Aeroelastically Conformable Rotor Concept. J. A. H. Soc., July 1979 r.

osi obrotu, uzyskano  $\Delta F_3 = -0,27$ , natomiast dla masy w dalszej strzałce  $F_3$  zmiana wyniosła tylko  $\Delta F_3 = -0,14$ . W ostatnim przypadku ujawnił się usztywniający wpływ zwiększonej siły odśrodkowej pochodzącej od masy znajdującej się w dużej odległości od osi obrotu na  $R = 0,72$ . Usztywniający wpływ siły odśrodkowej zaznaczył się także na częstości postaci  $F_4$  mającej w pobliżu węzeł, częstość zwiększyła się o  $\Delta F_4 = 0,25$ . Zmieniając częstość wybranej postaci przez umieszczenie masy w strzałce należy się liczyć z tym, że w sąsiedztwie może się znajdować

## NOWOŚCI TECHNICZNE

### Samoloty służbowe JetStar z silnikami CF34

Firma American Aviation Industries zamierza dokonać przeróbki samolotów służbowych Lockheed JetStar na samoloty FanStar, zabudowując na nich silniki dwuprzepływowe o dużym stosunku natężeń przepływu General Electric CF34. Dwa silniki CF34 o stosunku natężeń przepływu 6:1 i ciągu startowym 4060 daN zastąpiłyby cztery silniki jednoprzepływowe Pratt Whitney JT12A o ciągu 1330÷1460 daN, napędzające najwcześniejszą wersję samolotu JetStar, i cztery silniki dwuprzepływowe Garrett TFE731-3 o stosunku natężeń przepływu 2,7:1 i ciągu 1640 daN, napędzające

wersję JetStar 2. Nowe silniki mają poprawić osiągi samolotu, przede wszystkim zasięg, a także obniżyć poziom hałasu. Poza tym na samolocie FanStar będą zastosowane winglety, wysunięta do przodu krawędź natarcia płata, nowa instalacja elektryczna, podwójny układ pomp paliwowych i cyfrowy autopilot firmy Collins. Przewiduje się, że FanStar otrzyma certyfikat w drugiej połowie 1986 r., po trzech miesiącach prób, a przeróbki samolotów JetStar rozpoczyna się w końcu roku.

W.K.

# Wytrzymałość zmęczeniowa $Z_{rj}$ stali martenzytycznych utwardzanych wydzieleniowo (maraging) w powietrzu i w środowisku korozyjnym

Prof. dr inż. JAN CHODOROWSKI  
 Mgr inż. WALDEMAR BIŁOUS  
 Mgr inż. JAN WASIAK  
 Instytut Inżynierii Materiałowej  
 Politechnika Warszawska

Stale martenzytyczne utwardzane wydzieleniowo typu maraging opracowano w latach sześćdziesiątych z przeznaczeniem na części silników raketowych [1, 2]. Pierwszym bardzo ważnym zastosowaniem tych stali w budowie samolotów były elementy konstrukcji podwozia. W konstrukcjach płatowców są stosowane na drobne elementy złączne, np. śruby, sworznie, cienkościenne zbiorniki ciśnieniowe. Stale maraging są stosowane również w układach napędowych samolotów i śmigłowców: na koła zębate przekładni mocy i przekładni ślimakowych, na pełne i drażone wały napędowe, zaś w układach hydraulicznych na tłoki i cylindry, różne przewody rurowe oraz części pomp i sprężarek [3, 4]. Znalazły także zastosowanie w innych gałęziach przemysłu maszynowego, np. na naczynia i zbiorniki w przemyśle chemicznym, części pras, narzędzia do obróbki plastycznej oraz ubytkowej (matryce, frezy, przeciągacze), formy odlewnicze, części pomp i sprężarek, lufy dział i karabinów oraz wiele innych.

## Charakterystyka stali martenzytycznych utwardzanych wydzieleniowo

W technicznej literaturze polskiej stalami martenzytycznymi utwardzonymi wydzieleniowo określa się wysokowytrzymałe bezwęglowe stale stopowe o strukturze plastycznego martenzytu niklowego, umacnianego w procesie starzenia drobnodispersyjnymi wydzieleniami faz międzymetalicznych:  $Ni_3Mo$ ,  $Ni_3Ti$ ,  $Ni_3(Ti, Al)$  i in. Granica plastyczności stali maraging o klasycznej zawartości 18% Ni kształtuje się w zależności od zawartości innych pierwiastków w zakresie 1400–2400 MPa. Z reguły są to stale o bardzo wysokiej czystości, wytapiane próżniowo.

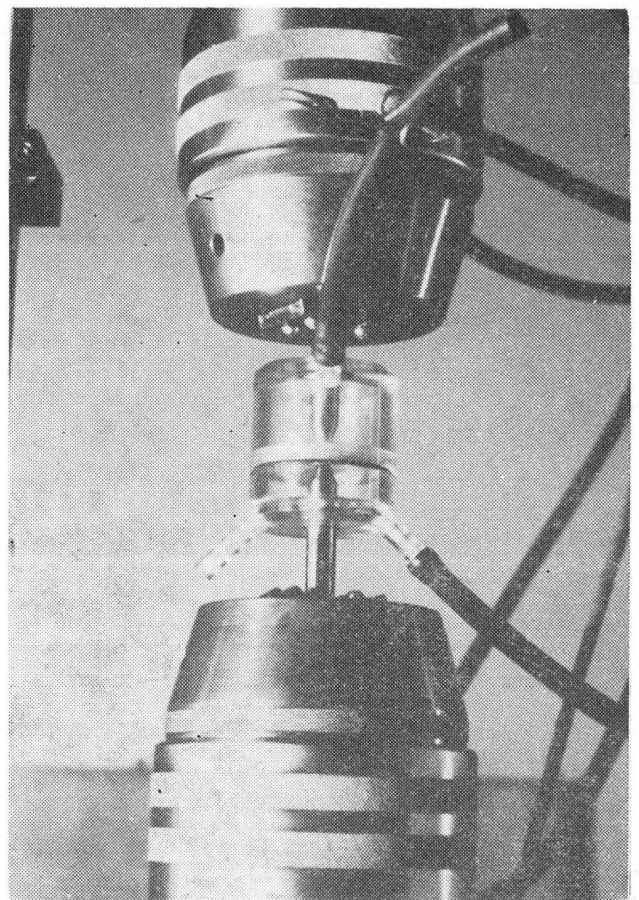
Obecnie rozwój stali typu maraging przebiega w dwóch kierunkach:

— pierwszy dotyczy opracowanych na podstawie stopów Fe-Ni-Co-Mo-Ti nowych gatunków stali martenzytycznych utwardzanych wydzieleniowo (SMUW) o granicy plastyczności  $R_{0,2}$  rzędu 2500–3500 MPa,

— drugi dotyczy stali typu Fe-Cr-Ni-Co-Mo, tj. stali martenzytycznych utwardzanych wydzieleniowo odpornych na korozję (SMONK), a więc stali wykazujących dobrą odporność na korozję i stosunkowo wysoką wytrzymałość ( $R_{0,2} \geq 1400$  MPa).

Rozwój tych stali, jak już wspomniano, został zapoczątkowany zapotrzebowaniem na materiały do budowy statków kosmicznych i samolotów, w których parametrem decydującym jest wytrzymałość masowa, czyli wysoki stosunek wytrzymałości do masy. Stale martenzytyczne utwardzane wydzieleniowo charakteryzują się możliwością uzyskania wysokiej granicy plastyczności i odpornością na kruche pękanie, korzystnym stosunkiem  $R_{0,2}/R_m$ , wysoką wytrzymałością zmęczeniową, a także dobrymi właściwościami w obniżonych i podwyższonych temperaturach. Na podkreślenie zasługuje mniejsza wrażliwość tych stali na propagację pęknięcia, a tym samym i kruche pękanie w

czasie pracy. Współczynnik intensywności naprężeń w płaskim stanie naprężeń, charakteryzujący odporność na kruche pękanie  $K_{Ic}$ , jest znacznie wyższy dla stali maraging niż dla stali konstrukcyjnych o tym samym poziomie wytrzymałości [3]. Duża ich odporność na propagację pęknięć pozwala na wcześniejsze wykrycie rys i pęknięć, powodujących zniszczenie konstrukcji.

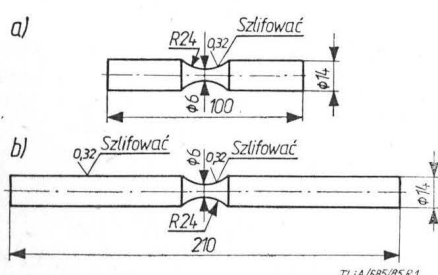


Rys. 2. Zbiornik do badań zmęczeniowych w ośrodku korozyjnym

Istotnym wskaźnikiem decydującym o przydatności materiału w konstrukcjach lotniczych jest wytrzymałość zmęczeniowa. Stale martenzytyczne utwardzane wydzieleniowo wykazują wyższe wskaźniki wytrzymałości zmęczeniowej zarówno dla próbek gładkich, jak i z karbem, przy tym samym poziomie  $R_m$  w odniesieniu do klasycznych wysokowytrzymałych stali konstrukcyjnych.

Równie ważnym czynnikiem, decydującym o konstrukcyjnej przydatności materiału, jest zachowanie wysokich właściwości wytrzymałościowych w różnych warunkach otoczenia. W przypadku stali o podwyższonej wytrzymałości (granica plastyczności  $> 1500$  MPa) stwierdzono zwiększoną skłonność do zmęczenia w powietrzu wilgotnym niż suchym.

Coraz szersze zastosowanie stali martenzytycznych utwardzanych wydzieleniowo, nie tylko w przemyśle lotniczym, skłoniło do zainteresowania się tym zagadnieniem i przeprowadzenia badań oraz oceny ich właściwości zmęczenio-



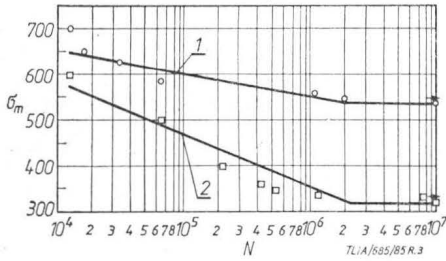
Rys. 1. Kształt i wymiary próbek do badań zmęczeniowych: a) w powietrzu, b) w ośrodku korozyjnym



wych w powietrzu i w środowisku korozyjnym, na dwóch gatunkach stali typu maraging produkowanych w kraju. Obszerne dane na temat stali maraging zawiera [4].

### Korozja zmęczeniowa

Korozja zmęczeniowa (korozyjne zmęczenie dynamiczne) wywołana jest zarodkowaniem i rozwojem pęknięć spowo-



Rys. 3. Wykres krzywej Wöhlera dla stali maraging H10N7K10M5Pr: 1 — w powietrzu, 2 — w ośrodku korozyjnym (3% NaCl w H<sub>2</sub>O)

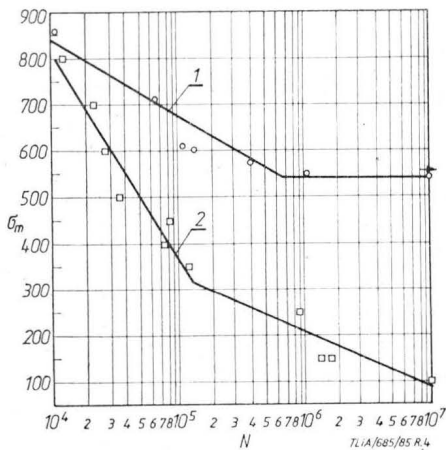
Podczas działania korozji zmęczeniowej naprężenia zmienne na ogół nie przyspieszają ogólnej korozji powierzchniowej, lecz skutecznie inicjują korozję lokalną, międzykrystaliczną i śródkrystaliczną, w efekcie czego powierzchnia metalu pokrywa się rysami i mikropęknięciami, wewnątrz których gromadzą się produkty korozji. Te wady powierzchniowe powodują lokalne spiętrzenia naprężeń i stają się miejscami powstawania tzw. ognisk zmęczeniowych, od których następuje rozwój pęknięć zmęczeniowo-korozyjnych. Pęknięcia wywołane korozją zmęczeniową rozwijają się w większości przypadków śródkrystalicznie, kierunek ich rozwoju jest związany ze stanem naprężeń w danym elemencie [7, 8]. W przypadku jednoosiowego rozciągania kierunek rozwoju pęknięć w przybliżeniu jest prostopadły do kierunku działania obciążeń.

### Zakres i warunki badań zmęczeniowych

Badania zmęczeniowe przeprowadzono na próbkach wykonanych ze stali martenzytycznych utwardzanych wydzie-

TABLICA 1. Skład chemiczny oraz właściwości mechaniczne badanych stali maraging po ich obróbce cieplnej

Znaki stali	Nr wytopu	Skład chemiczny, %, reszta Fe												R <sub>m</sub> , MPa	R <sub>0,2</sub> , MPa	E, MPa	KCU, J/cm <sup>2</sup>	A <sub>5</sub> , %	Z, %	HRC,
		C	Ni	Cr	Co	Mo	Ti	Cu	Al	Mn	Si	P	S							
N18K9M5TPr	BHH 425408	0,01	18,5	—	9,1	5,0	0,53	0,04	0,06	0,04	0,015	0,005	0,01	1870	1820	18,5 × 10 <sup>4</sup>	38	8,8	53	52
H10N7K10M5Pr	BHH 431042	0,02	7,1	10,0	9,7	5,8	—	—	0,14	0,04	0,018	0,003	0,007	1560	1470	20,5 × 10 <sup>4</sup>	98	10,8	58	48



Rys. 4. Wykres krzywej Wöhlera dla stali maraging N18K9M5TPr: 1 — w powietrzu, 2 — w ośrodku korozyjnym (3% NaCl w H<sub>2</sub>O)

leniowo (produkcji Huty Baildon — Mikrohuty) o znakach N18K9M5TPr i H10N7K10M5Pr o składzie chemicznym (tabl. 1) zgodnym z warunkami podanymi w normie BN-77/0631-10. Materiał, z którego wykonano próbki otrzymano z huty w postaci walcówki okrągłej przeznaczonej do dalszej przeróbki plastycznej o powierzchni czyszczonej (aperturowanej) i średnicy  $\phi$  16 mm oraz długości odcinków ok. 2000 mm (norma wyrobów Wpa 16 2000 M, BN-77/0644-12).

Dla obu badanych stali zastosowano standardową obróbkę cieplną, tj.:

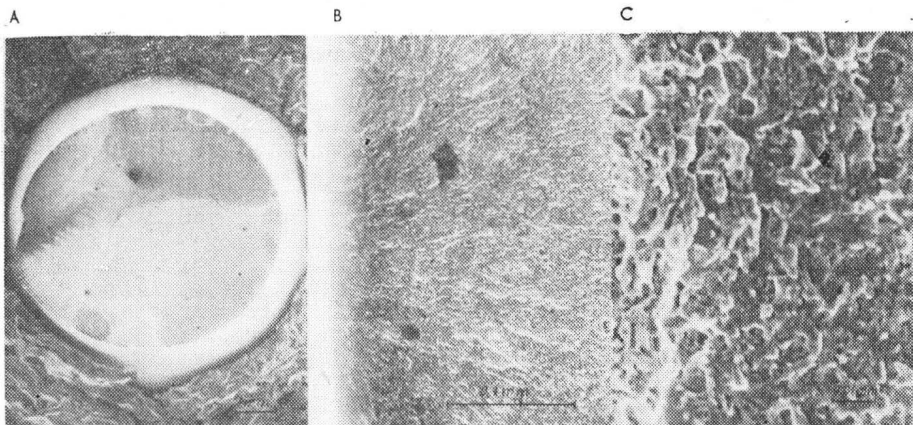
- hartowanie — 1093 K/1 h/pow.,
- starzenie — 753 K/3 h/pow.

Skład chemiczny oraz właściwości mechaniczne obu gatunków stali po ich obróbce cieplnej podano w tabl. 1. Pomiary wytrzymałości zmęczeniowej w powietrzu oraz ośrodku korozyjnym przeprowadzono na próbkach okrągłych o zmiennym przekroju i średnicy nominalnej  $\phi$  6 mm (zgodnie z PN-74/H-04327-2). Kształt i wymiary próbek do pomiarów zmęczeniowych pokazano na rys. 1. Do pomia-

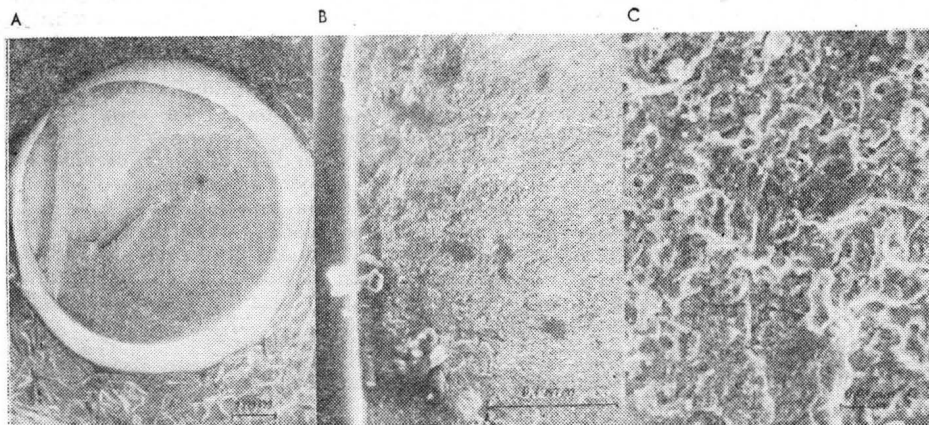
dowanych jednoczesnym działaniem agresywnego środowiska i zmiennych rozciągających naprężeń mechanicznych [5, 6]. Korozja zmęczeniowa jest więc najważniejszą i najczęściej spotykaną przyczyną przedwczesnego pęknięcia metalowych elementów konstrukcji inżynierskich. Szczególnie sprzyjające warunki wystąpienia korozji zmęczeniowej spotykamy w konstrukcjach wysokoobciążonych, np. w elementach podwozi samolotów, wykonanych z materiałów wysokowytrzymałych [7]. Proces korozyjno-zmęczeniowego niszczenia tych elementów jest jednym z najbardziej złożonych zjawisk, przy czym jego złożoność wynika stąd, że udział w nim biorą: zmęczenie mechaniczne, korozja naprężeniowa, a w wielu przypadkach także kruchość wodnoroowa, korozja wżerowa, szczelinowa oraz międzykrystaliczna.

TABLICA 2. Wyniki pomiarów zmęczeniowych stali H10N7K10M5Pr w powietrzu

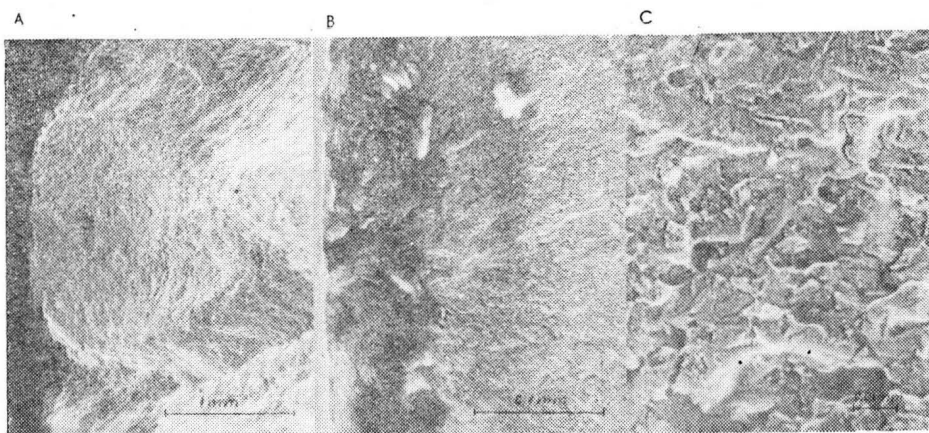
Nr próbki	Naprężenia średnie $\sigma_m$ , MPa	Liczba cykli, N	Uwagi
1	700	12 900	pękła
2	650	17 400	pękła
3	625	34 000	pękła
4	600	62 450	pękła
5	570	117 540	pękła
6	550	1 230 700	pękła
7	540	1 980 200	pękła
8	530	10 000 000	nie pękła
9	530	10 000 000	nie pękła



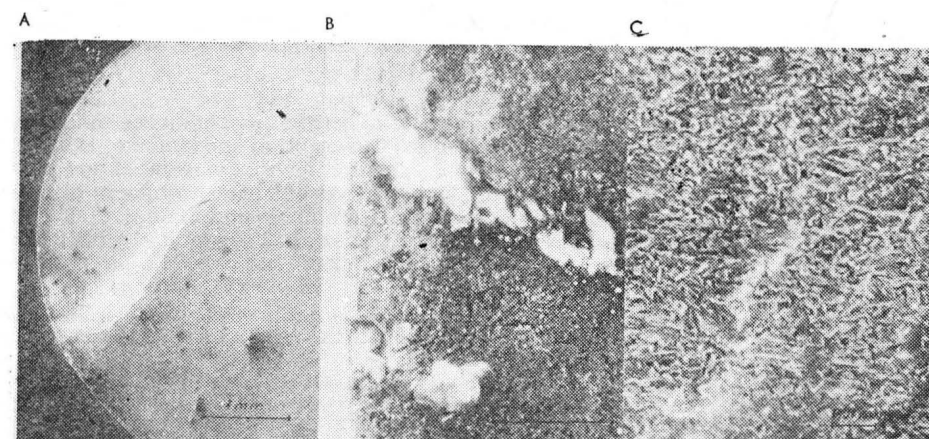
Rys. 5. Powierzchnia złomu zmęczeniowego próbki ze stali H10N7K10M5Pr badanej w powietrzu przy naprężeniach  $\sigma_m = 650$  MPa po N = 17 400 cyklach: a) wygląd ogólny złomu zmęczeniowego, b) ognisko zmęczeniowe, c) wygląd strefy zmęczeniowej w dużej odległości od ogniska



Rys. 6. Powierzchnia złomu zmęczeniowego próbki ze stali H10N7K10M5Pr badanej w ośrodku korozyjnym (3% roztwór NaCl w H<sub>2</sub>O, standardowa woda morska) przy naprężeniu  $\sigma_m = 350$  MPa po  $N = 519\,400$  cyklach: a) wygląd ogólny złomu zmęczeniowego, b) ognisko zmęczeniowe, c) wygląd strefy zmęczeniowej w dużej odległości od ogniska



Rys. 7. Powierzchnia złomu zmęczeniowego ze stali N18K9M5TPr badanej w powietrzu przy naprężeniach  $\sigma_m = 600$  MPa po  $N = 142\,300$  cyklach: a) wygląd ogólny złomu zmęczeniowego, b) ognisko zmęczeniowe, c) wygląd strefy zmęczeniowej w dużej odległości od ogniska



Rys. 8. Powierzchnia złomu zmęczeniowego ze stali N18K9M5TPr badanej w środowisku korozyjnym (3% roztwór NaCl w H<sub>2</sub>O, standardowa woda morska) przy naprężeniu  $\sigma_m = 100$  MPa po  $N = 9\,958\,630$  cyklach: a) wygląd ogólny złomu zmęczeniowego, b) ognisko zmęczeniowe, c) wygląd strefy zmęczeniowej w dużej odległości od ogniska

rów wytrzymałości zmęczeniowej w ośrodku korozyjnym, tj. w 3% roztworze wodnym NaCl (średnie stężenie soli w wodzie morskiej), wykonano specjalne oprzyrządowanie (rys. 2).

Próbki poddano działaniu naprężeń cyklicznych odzerowo tętniących (dodatnich) w powietrzu oraz w środowisku korozyjnym o częstotliwości 28 Hz.

Badania zmęczeniowe przeprowadzono na systemie wytrzymałościowym MTS Model 812.02.

### Wyniki badań

Podczas pomiarów wytrzymałości zmęczeniowej wyznaczono krzywe Wöhlera dla obu badanych stali w powietrzu oraz w ośrodku korozyjnym. Wyniki pomiarów zmęczeniowych stali H10N7K10M5Pr i N18K9M5TPr podano w tabl. 2÷5 oraz na rys. 3 i 4. Na podstawie wyznaczonych krzywych Wöhlera w powietrzu i w środowisku korozyjnym dla obu badanych stali maraging określono granice wytrzymałości zmęczeniowej  $Z_{rj}$  (jednoosiowy stan naprężeń — odzerowe rozciąganie).

Stale te w powietrzu mają dość dobre właściwości zmęczeniowe i tak dla stali H10N7K10M5Pr granica wytrzymałości zmęczeniowej  $Z_{rj} = 530$  MPa, a dla stali N18K9M5TPr  $Z_{rj} = 540$  MPa. Natomiast w środowisku korozyjnym, którym był 3% roztwór wodny NaCl (standardowa woda morska), następuje znaczny spadek tych właściwości. Stal H10N7K10M5Pr ma granicę wytrzymałości zmęczeniowej  $Z_{rj} = 320$  MPa, zaś stal N18K9M5TPr wykazuje jedynie ograniczoną wytrzymałość zmęczeniową, osiągając przy granicznej liczbie cykli  $N_G = 10^7$  cykli naprężenie średnie  $\sigma_m \approx 100$  MPa. Obniżenie granicy zmęczeniowej i szybsze uleganie niszczeniu wynika z faktu, że w środowisku korozyjnym na próbki działają oprócz obciążenia cyklicznego także mechanizmy korozyjne. Jest to wyraźnie widoczne przy porównaniu złomów próbek męczonych w powietrzu i w środowisku korozyjnym (rys. 5÷8).

Na rys. 5a widoczna jest duża liczba ognisk zmęczeniowych niezależnie od środowiska. Wraz z obniżaniem się naprężeń  $\sigma_m$  liczba tych ognisk zmniejsza się (przy najniższych zakresach naprężeń do dwóch z tym, że jedno jest dominujące i wokół niego rozwija się główna część złomu zmęczeniowego). W przypadku stali N18K9M5TPr wielogniskowość uwidacznia się jedynie w przypadku próbek badanych w środowisku korozyjnym i to tylko dla najwyższych stosowanych naprężeń. Pozostałe złomy wykazują zazwyczaj dość wyraźnie tylko jedno ognisko (rys. 7). Złomy próbek badanych w środowisku korozyjnym są pokryte produktami korozji. Ilość produktów korozji wydzielonych na złomie wzrasta wraz ze zmniejszaniem się naprężeń  $\sigma_m$  i wzrostem liczby cykli do zniszczenia

cd. na III s. okt.



# Dornier Do-228 • RFN •

Samolot o właściwościach STOL do komunikacji lokalnej

**KONSTRUKCJA.** Dwusilnikowy, turbośmigłowy, całkowicie metalowy wolnonośny grzbietopłat z chowanym podwoziem.

**Plat.** Obrys prostokątny do gondol silników, dalej trapezowy, zakończenia trójkątne. Profil Dornier DoA-5. Plat bez wzniosu i skosu. Konstrukcja trójdzielna, dwudźwigarowa, półskorupowa, metalowa. Noski skrzydeł i końcówki wykonane z kompozytu szklanego i kewlaru. Wnętrze kesonu środkowej części skrzydła stanowi integralne zbiorniki paliwowe. Na krawędzi spływu znajdują się szczelinowe kłapy Fowlera (każdy z dwóch segmentów zawieszony na czterech konsolach specjalnej konstrukcji) zajmujące 80% rozpiętości i wyważone masowo szczelinowe lotki. Lotki mogą być wychylane różnicowo lub zgodnie — współdziałają wtedy z kłapami. Lotki i kłapy wykonane są z kompozytu węglowo-epoksydowego. Na noskach skrzydeł instalacja przeciwbłodzeniowa.

**Kadłub.** Przekrój prostokątny z zaokrąglonymi narożnikami. Konstrukcja metalowa, półskorupowa, pięcioczęściowa, nieciśnieniowa. Nosek kadłuba z kompozytu szklano-epoksydowego. Prząd kadłuba mieści wnękę podwozia przedniego, bagażnik i niektóre zespoły instalacji hydraulicznej. Dalej znajduje się kabina załogi z miejscami pilotów obok siebie. Przednie szyby kabiny wyposażone w instalację przeciwbłodzeniową. Kabina pasażerska mieści, w zależności od wersji, od 15 (Dornier 228-100) do 19 (Dornier 228-2003, a nawet 20 (Dornier 228-200 w wariantach dla Tajwanu) pojedynczych foteli. Fotele ustawione w dwóch rzędach z przejściem posrodku. Podziałka foteli — 0,76 m. Za kabiną pasażerską umieszczony jest bagażnik, dostępny z wnętrza samolotu. Wejście do kabiny umożliwiają obszerne dwudzielne drzwi pasażersko-ładunkowe usytuowane po lewej stronie tylnej części kabiny pasażerskiej. Wyjścia awaryjne umieszczone są po obu stronach w połowie długości kabiny pasażerskiej. Nad środkową częścią kadłuba mieszcząca kabinę pasażerską umocowana jest środkowa część skrzydła, pod nią zaś poprzeczne belki noszące podwozie główne i opływowe gondole podwozia głównego. W noskach gondol podwozia znajdują się zespoły reflektorów do lądowania i kołowania. Tylina część kadłuba stożkowa, zakończona owiewką z kompozytu szklano-epoksydowego. Różnice w konstrukcji kadłubów wersji 228-100 i 228-200 sprowadzają się do dodania w wersji 228-200 dwóch segmentów — jednego przed i jednego za skrzydłem w części kabinowej; przedłużenie w ten sposób kadłuba pozwala na zwiększenie liczby miejsc pasażerskich o 4-5. Wnętrze kabiny pasażerskiej jest przewietrzane i ogrzewane. Sposób zagospodarowania wnętrza umożliwia szybkie przekształcenie wersji pasażerskiej w transportową.

**Usterzenie.** Usterzenie w układzie klasycznym, obrys usterzenia pionowego trapezowy, poziomego — prostokątny. Statecznik poziomy o zmiennym kącie zaklinowania,

ster wysokości wyważony masowo i odciążony rogowo oraz zaopatrzony w kłapkę wyważającą — podobnie jak ster kierunku. Stateczniki dwudźwigarowe, metalowe. Statecznik poziomy i stery z pokryciem Eonnex. Usterzenie pionowe uzupełnione dużą trójkątną płetwą na grzbiecie kadłuba.

**Sterowanie.** Lotki sterowane popychaczowo, stery — linkowo, kłapy wychylane mechanicznie, trymery — elektrycznie.

**Podwozie.** Trójzespolowe z kołem przednim, chowane hydraulicznie do kadłuba i gondol przykadłubowych. Podwozie przednie z gołenią teleskopową i kołami bliźniaczymi, sterowane hydraulicznie, chowane ku przodowi. Podwozie główne z kołami pojedynczymi, zawieszonymi wahaczowo. Na kołach podwozia głównego hamulce hydrauliczne tarczowe Goodyear. Amortyzacja olejowo-gazowa. Wymiary ogumienia: przednie — 6,00-6, główne — 8,50-10. Istnieje możliwość zastosowania ogumienia niskociśnieniowego i montażu nart.

**Zespół napędowy.** Dwa silniki turbośmigłowe Garrett-AiResearch TPE 331-5-252D o mocy 533 kW każdy, śmigła czteropłatowe metalowe o stałych obrotach z możliwością odwracania ciągu i ustawiania w choraگیewkę Hartzell HC-B4TN-5ML/LT10574. Osie zespołów napędowych usytuowane nad profilem skrzydła. Osłony zespołów napędowych metalowe.

**Instalacje.** Paliwowa — integralne zbiorniki skrzydłowe mieszczące 380 kg paliwa. Hydrauliczna — ciśnienie robocze 20,7 MPa; zasila wciągniki podwozia, sterowanie podwoziem przednim i hamulce kół głównych; pompa awaryjna — ręczna. Elektryczna — napięcie 28 V prądu stałego, dwa prądo-rozruszniki 250 A/28 V, dwa akumulatory niklowo-kadmowe 24 V/25 Ah, dwa przekładniki 350 VA, prąd zmienny 115/26 V 400 Hz. Przeciwbłodzeniowa — na noskach skrzydeł i stateczników oraz na wlotach

powietrza do silników, przednie szyby kabiny pilotów ogrzewane elektrycznie. Klimatyzacyjna — zasilana powietrzem z upustów sprężarek silników.

**Wyposażenie.** Zestaw przyrządów do lotów IFR jako standard. Dwie radiostacje VHF King KY-196, VOR/ILS KN-53, VOR/LOC KN-72, marker KMR-675, ADF KR-87, transponder KT-76A, RMI Aeronetics 7137, dwa sztuczne horyzonty Sperry GH14B, dwa wskaźniki sytuacji w poziomie King KPI-552, telefon pokładowy.

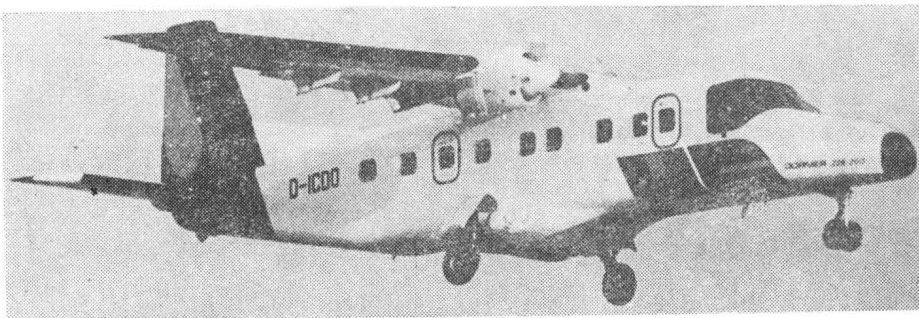
**ROZWÓJ KONSTRUKCJI.** Samolot Dornier 228 jest kontynuacją linii rozwojowej znanego samolotu Dornier 28, opracowanego jeszcze na przełomie lat pięćdziesiątych i sześćdziesiątych. Kolejną jego modyfikacją był produkowany w kilku wersjach Dornier 128, z tego samolotu wywodzi się Dornier TNT (TNT — Tragflügel Neue Technologie) — samolot eksperymentalny z nowym skrzydłem o profilu będącym modyfikacją profilu NASA GA/W-1 i z nowym typem kłap nośnych. Samolot Dornier TNT służył jako maszyna doświadczalna i przedprototyp samolotu Dornier 228. Dornier 228 różni się od swego poprzednika nowym, przedłużonym kadłubem. Dornier 228 został skonstruowany od razu w dwóch wersjach: 228-100 i 228-200 z przedłużonym kadłubem, o większej liczbie miejsc pasażerskich kosztem zmniejszenia zasięgu i masy płatnej. Opracowano też dwie wersje wojskowe patrolowe: Dornier 228 Maritime Patrol A (do ochrony granic morskich i morskiej strefy gospodarczej; wyposażony w radar, wzbogacony awionikę i dwie tratwy ratunkowe) i Dornier 228 Maritime Patrol B (o tym samym przeznaczeniu; wyposażony w radar do obserwacji bocznej SLAR i ze zmienionym wyposażeniem). Obie te wersje są modyfikacjami samolotu Dornier 228-100. Samolot Dornier 228-100 certyfikowano 18 grudnia 1981 r., wersję 228-200 — 6 września 1982 r.

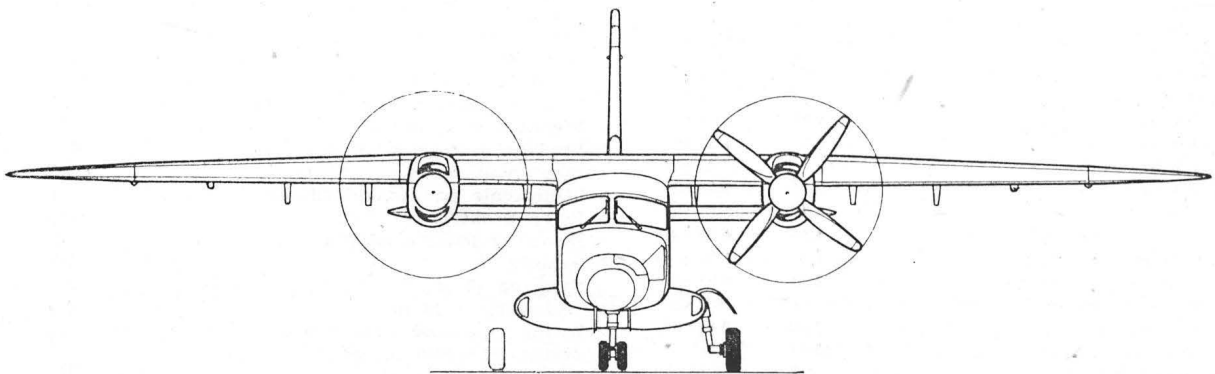
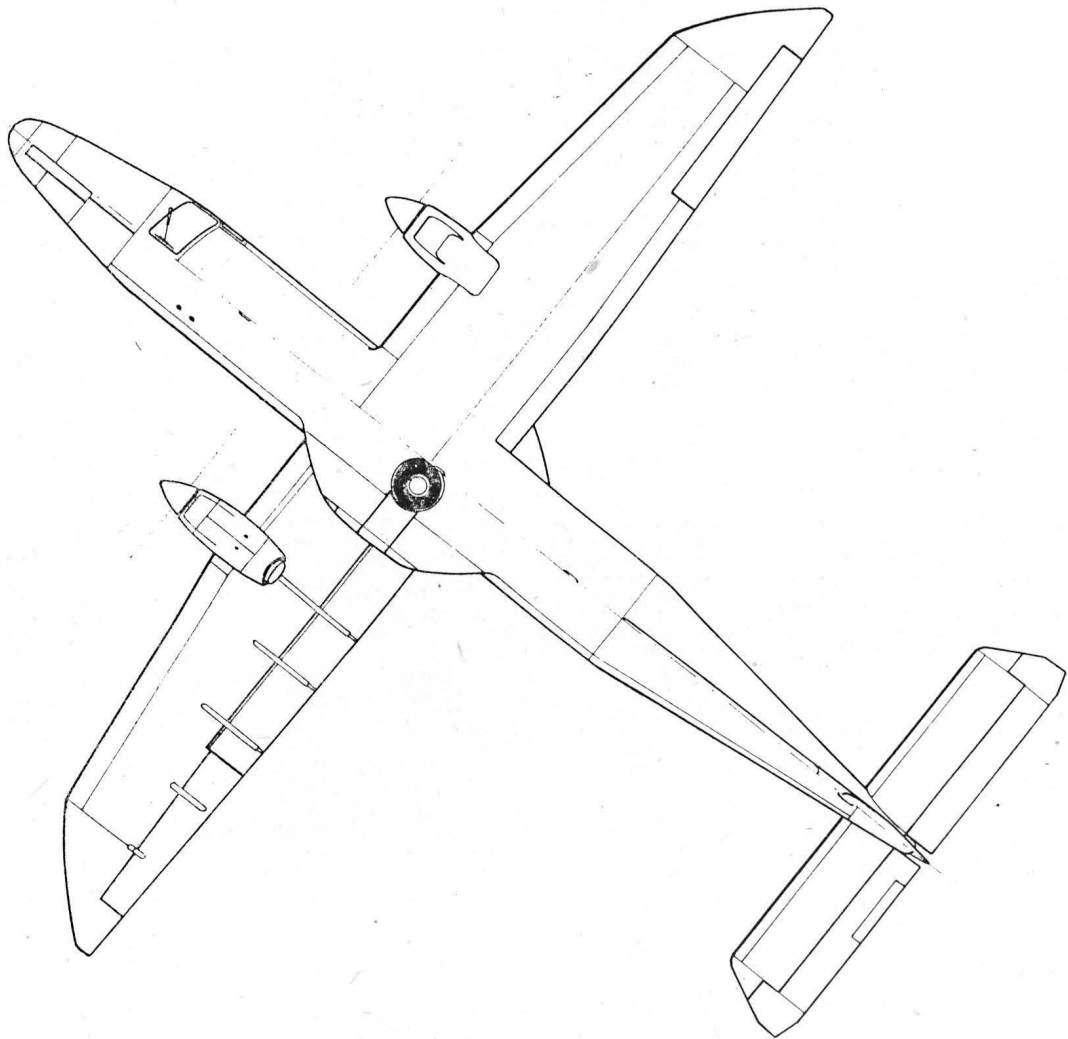
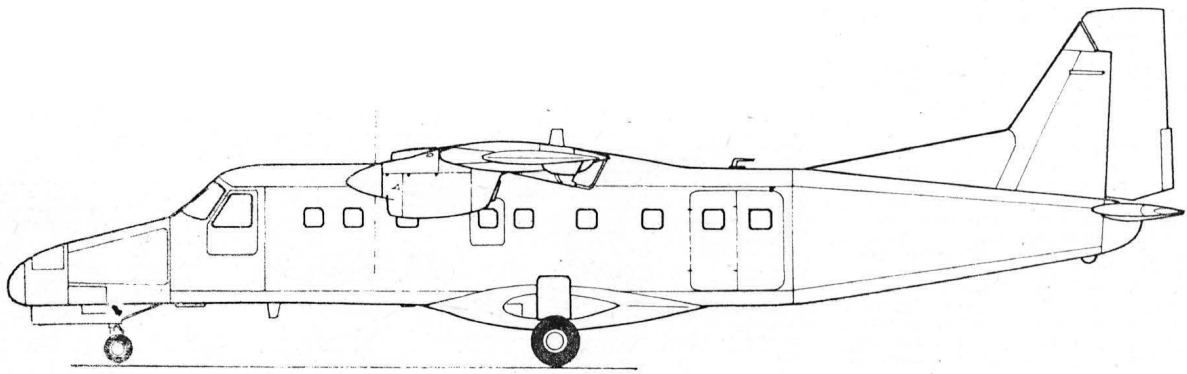
## DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	16,97
Długość	15,04
Wysokość	4,86
Rozpiętość usterzenia	6,45
Rozstaw podwozia	3,30
Baza podwozia	5,53
Średnica śmigieł	2,73
Długość wnętrza kabiny	6,30
Szerokość wnętrza kabiny	1,34
Wysokość wnętrza kabiny	1,55
Powierzchnia skrzydła	32,00
Powierzchnia lotek	2,71
Powierzchnia kłap	5,87
Powierzchnia statecznika pionowego	4,50
Powierzchnia steru kierunku	1,50
Powierzchnia usterzenia poziomego	8,33
Pojemność bagażnika tylnego	1,20 std/2,60
Pojemność bagażnika przedniego	0,89
Pojemność wnętrza kabiny pasażerskiej	13,00
Wydłużenie skrzydła	9,0
Masa własna	2960
Masa handlowa (wersja pasażerska)	2100

wersja 228-100	wersja 228-200	Masa handlowa (wersja transportowa)	2297	2163 kg
16,97	16,97 m	Masa do kołowania	5730	5730 kg
15,04	16,53 m	Masa do lądowania	5500	5500 kg
4,86	4,86 m	Masa startowa	5760	5700 kg
6,45	6,45 m	Masa bez paliwa	5320	5320 kg
3,30	3,30 m	Obciążenie powierzchni	178,1	178,1 kg/m <sup>2</sup>
5,53	6,29 m	Obciążenie mocy	5,35	5,35 kg/kW
2,73	2,73 m	Prędkość maks.	472	472 km/h
6,30	7,08 m	Prędkość przelotowa (H = 3050 m)	432	432 km/h
1,34	1,34 m	Prędkość ekonomiczna (H = 3050 m)	324	324 km/h
1,55	1,55 m	Prędkość min. bez kłap	146	150 km/h
32,00	32,00 m <sup>2</sup>	Prędkość min. z kłapami	117	124 km/h
2,71	2,71 m <sup>2</sup>	Wznoszenie maks.	10,4	10,4 m/s
5,87	5,87 m <sup>2</sup>	Wznoszenie na jednym silniku	2,7	2,7 m/s
4,50	4,50 m <sup>2</sup>	Pułap praktyczny	9020	9020 m
1,50	1,50 m <sup>2</sup>	Pułap na jednym silniku	4265	4265 m
8,33	8,33 m <sup>2</sup>	Rozbieg	415	415 m
1,20 std/2,60	2,60 m <sup>3</sup>	Start na 15 m	579	579 m
0,89	0,89 m <sup>3</sup>	Lądowanie z 15 m	600	600 m
13,00	14,70 m <sup>3</sup>	Zasięg (prędkość przelotowa maks.)	1730	1030 km
9,0	9,0	Zasięg (H = 3050 m, prędkość ekon., ład. maks.)	1970	1150 km
2960	3066 kg	Zasięg maks.	2704	2704 km
2100	1960 kg			

H.M.







Samolot rolniczy

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

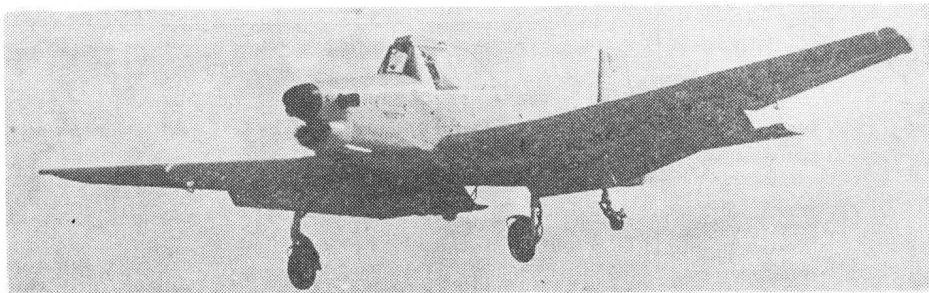
**Plat.** Obrys części środkowej prostokątny, części zewnętrznych trapezowy, profil NACA 33015 u nasady i NACA 44012A na końcu, wznios części zewnętrznych 6°58', kąt zaklinowania 3° u nasady, skreślenie 3°. Konstrukcja trzyczęściowa, półskorupowa, jednodźwigarowa z dźwigarkiem pomocniczym. Pokrycia kesonu z blach żłobkowanych, części splywowe kryte tkaniną. W kesonach noskowych zewnętrznych części skrzydeł mieszczą się zbiorniki paliwowe. Środkowa część skrzydła tworzy integralną całość z kadłubem. Podwozie główne mocowane do środkowej części płata. Kłapy dwuszczelinowe, składają się z czterech segmentów (dwa na środkowej części płata i po jednym na częściach zewnętrznych). Konstrukcja kłap: szkielet metalowy, pokrycie z tkaniny. Lotki o konstrukcji analogicznej do konstrukcji kłap wyposażone w ustawiane na ziemi kłapki wyważające. W rejonie lotek na noskach skrzydeł znajdują się stałe sloty o konstrukcji metalowej. Końcówki skrzydeł z rozpraszaczami wirów brzegowych.

**Kadłub.** Przekrój prostokątny. Konstrukcja kratownicowa spawana z rur stalowych. Pokrycie z tkaniny rozpiętej na szkielecie duralowym w tylnej części kadłuba, część przednia zaopatrzona w łatwo odemowalne sztywne pokrywy. Kabina pilota usytuowana nad krawędzią natarcia skrzydła, wysunięta dość wysoko ku górze, co zapewnia doskonałą widoczność. Fotel pilota regulowany. Wnętrze kabiny ogrzewane i przewietrzane powietrzem filtrowanym. Wiatrochron wyposażony w trzy płaskie szyby zaopatrzone jest w wycieraczkę i spryskiwacz. Drzwi do kabiny umieszczone są z obu stron kadłuba, przy czym prawe drzwi są wyjściem awaryjnym; szyby drzwi lekko wypukłe na zewnątrz. Zbiornik chemikaliów usytuowany za kabiną pilota w środku ciężkości samolotu. Za zbiornikiem znajduje się miejsce do przewozu ew. drugiego członka załogi, może ono być wykorzystywane jako bagażnik. W porównaniu z samolotem Z-37 Cmelak kadłub został przedłużony.

**Usterzenie.** Usterzenie w układzie klasycznym, obrys usterzeń trapezowy. Stateczniki metalowe dwudźwigarowe, pokryte blachą żłobkową. Stery wyważone masowo i odciążone aerodynamicznie; konstrukcja sterów: szkielet metalowy, pokrycie z tkaniny. Na sterze kierunku i wysokości kłapki wyważające.

**Sterowanie.** Układy linkowo-popychaczowe, kłapy wychyłane pneumatycznie.

**Podwozie.** Podwozie stałe, z kółkiem tylnym. Golenie podwozia przedniego teleskopowe, półosię kół na prostowodach nożycowych. Każda goleń wsparta dwoma zastrzałami (usytuowanymi w płaszczyznach równoległej i prostopadłej do płaszczyzny symetrii samolotu). Koła podwozia głównego



zaopatrzone w hydrauliczne hamulce bębnowe. Na kołach mogą być zamontowane błotniki. Podwozie tylne z gołenią teleskopową, koło sterowane (po 15° w obie strony), zawieszona na wiecznym wahaczowym widelcu. Amortyzacja podwozia olejowo-gazowa. Wymiary ogumienia: główne 556 × 163 mm, tylne 290 × 110 mm.

**Zespół napędowy.** Silnik turbośmigłowy Walter M601Z o mocy 360 kW, śmigło trójłopatowe, metalowe o zmiennym skoku Avia VJ7-508Z. Silnik jest zaopatrzony w przekładnię do napędu podzespołów wyposażenia rolniczego (o zapotrzebowaniu mocy do 30 kW). Silnik mocowany na łożu spawanym z rur stalowych. Wyloty spalin skierowane na boki. Osłony silnika metalowe, dzielone w płaszczyźnie poziomej. Dolna osłona silnika zawieszona zawieszono na swej tylnej krawędzi. Wlot powietrza wyposażony w filtr — separator zanieczyszczeń.

**Instalacje.** Paliwowa — zbiorniki skrzydłowe o łącznej pojemności 350 l, możliwość podwieszenia zbiorników dodatkowych o łącznej pojemności 500 l. Olejowa — pojemność zbiornika 7 l. Elektryczna — napięcie robocze 28 V, prądo-rozrusznik 5,6 kW, akumulator. Pneumatyczna — ciśnienie robocze 5 MPa, redukowane do 3 MPa dla wyposażenia rolniczego i napędu kłap.

**Wyposażenie.** Wskaźnik obciążenia zbiornika, woltoamperomierz, prędkościomierz, dwuwskazówkowy paliwomierz, wariometr, wysokościomierz, sztuczny horyzont, girusola, wskaźnik momentu obrotowego silnika, wskaźnik obrotów śmigła, wskaźnik obrotów turbiny wytwarzającej gaz, termometr turbiny, trójwskazówkowy kontroler silnika, wskaźnik przeciągnięcia, system sygnalizacji awarii.

**Wyposażenie rolnicze.** Zbiornik chemikaliów o pojemności 1000 l przeznaczony dla środków sypkich i ciekłych. Dennica zbiornika umożliwia awaryjny zrzut ładunku

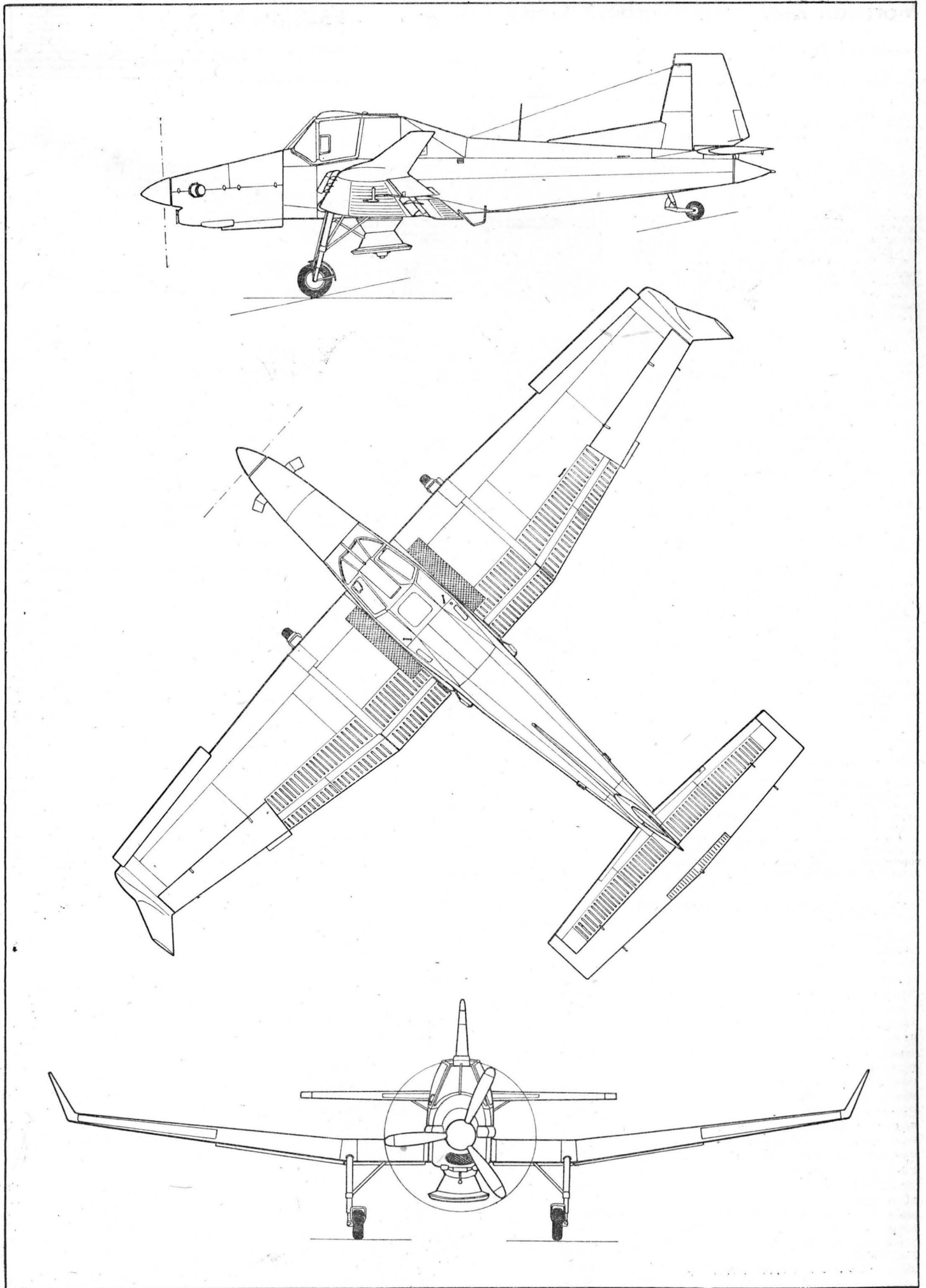
i jest przystosowana do montażu odśrodkowego rozrzutnika chemikaliów sypkich. Rozrzutnik odśrodkowy ma masę 75 kg, jest przystosowany do granulatów i chemikaliów krystalicznych; zapewnia wydatki od 2 do 35 kg/s, dawkę od 14,5 do 347 kg/h; szerokość pasa opylanego wynosi 35 do 40 m, a robocza wysokość lotu 15 do 20 m. Instalacja do oprysków drobnymi i grubokroplistymi zapewnia wydatki 0,1 do 4,2 l/s (drobnokropliste) i 2,4 do 18 l/s (grubokropliste), dawkę odpowiednio 0,55 do 26 l/ha i 21 do 179 l/ha; szerokość pasa opryskiwanego wynosi 50 do 60 m, a wymagana wysokość lotu 5 m. Masa instalacji do oprysków wynosi 42 do 45 kg.

**ROZWÓJ KONSTRUKCJI.** Prace nad samolotem rozpoczęto na przełomie lat 1950/1960. 29 marca 1963 r. oblatano samolot Z-37 Cmelak (Trzmiel) z silnikiem AI-14. Po dopracowaniu został on skierowany do produkcji seryjnej jako Z-37A. Eksploatowano go w Czechosłowacji i eksportowano do wielu państw (NRD, Bułgaria, Węgry, Indie, Irak, Jugosławia), pojedyncze egzemplarze zakupione zostały przez W. Brytanie i Polskę. Wyprodukowano ogółem ok. 600 egz. tego samolotu. Wśród wielu innych samolotów rolniczych swej generacji wyróżniał się zastosowaniem odśrodkowego rozrzutnika chemikaliów sypkich oraz kompozycją silnik-kabina-zbiornik. Jako dalszy rozwój tego samolotu została opracowana dwumiejscowa wersja szkolna oraz wariant dyspozycyjno-dostawczy. Na początku lat osiemdziesiątych rozpoczęto opracowanie wersji z silnikiem turbośmigłowym produkcji czechosłowackiej (Walter M601); została ona oznaczona XZ-37T Turbo-Cmelak. Prototyp XZ-37T oblatano 6 września 1981 r. (silnik Walter M601B). W 1982 r. trwały próby prototypów (m.in. powiększono usterzenie i zastosowano rozpraszacze wirów na końcówkach skrzydeł oraz przedłużono kadłub) i prace konstrukcyjne nad wersją seryjną Z-37T AgroTurbo z silnikiem M601D. Samolot Z-37T AgroTurbo był w 1985 r. prezentowany na Salonie Paryskim.

### DANE TECHNICZNE (osiągi dla masy startowej 2400 kg)

Rozpiętość	12,95 m	Obciążenie powierzchni	86,9 kg/m <sup>2</sup>
Długość	10,46 m	Obciążenie mocy	6,67 kg/kW
Wysokość	3,51 m	Prędkość dopuszczalna	285 km/h
Cięciwa skrzydła u nasady	2,39 m	Prędkość maks.	240 km/h
Cięciwa skrzydła przy końcówce	1,25 m	Prędkość przelotowa	190 km/h
Rozpiętość usterzenia poziomego	4,58 m	Prędkość robocza	145-165 km/h
Baza podwozia	6,38 m	Prędkość min. bez kłap	86 km/h
Rozstaw podwozia	3,30 m	Prędkość min. z kłapami	74 km/h
Średnica śmigła	2,50 m	Wznoszenie	4,7 m/s
Prześwit śmigła	0,45 m	Zasięg maks. (2260 kg)	360 km
Powierzchnia skrzydła	27,62 m <sup>2</sup>	Rozbieg	225 m
Powierzchnia lotek	2,20 m <sup>2</sup>	Start na 15 m	410 m
Powierzchnia kłap	4,31 m <sup>2</sup>	Ładowanie z 15 m	480 m
Powierzchnia statecznika pionowego	0,77 m <sup>2</sup>	Dobieg	200 m
Powierzchnia steru kierunku	1,28 m <sup>2</sup>	Zakres wyważenia	18,8-30,4% SCA
Powierzchnia statecznika poziomego	2,58 m <sup>2</sup>	Czas awaryjnego opróżniania zbiornika chemikaliów	3-5 s
Powierzchnia steru wysokości	2,45 m <sup>2</sup>	Współczynnik obciążenia konstrukcji	
Wydłużenie skrzydła	6,07		
Masa własna	1200 kg	2260 kg	n = +3,7 do -1,48
Masa z wyposażeniem rolniczym	1350 kg	2400 kg	n = +3,5 do -1,4
Masa startowa maks. (kat. R)	2525 kg	2625 kg	n = +3,2 do -1,28
Masa startowa (kat. N)	2400 kg	Zakres temperatur użytkowania samolotu	238-318 K
Masa startowa „turyistyczna”	2260 kg	Gwarantowana trwałość płatowca i silnika	
Masa chemikaliów maks. (kat. R)	900 kg	początkowa	3000 h
Masa chemikaliów (kat. N)	800 kg	docelowa	6000 h

T.M.





## Sport lotniczy (II)

- 1 — lotnia, miękkołpat
- 2 — lotniarz
- 3 — samolot ultralekki, ULM
- 4 — mięśniolot
- 5 — modelarstwo lotnicze
- 6 — modelarz lotniczy
- 7 — latawiec
- 8 — model na uwięzi
- 9 — m. radiosterowany
- 10 — m. szybowca
- 11 — m. z silnikiem gumowym, „gumówka”
- 12 — m. z silnikiem spalinowym
- 13 — m. wolny
- 14 — sport samolotowy
- 15 — akrobacja samolotowa, a. lotnicza
- 16 — bezczka
- 17 — b. akcentowana, b. na tempa (np. b. czteropunktowa)
- 18 — b. szybka, b. autorotacyjna
- 19 — b. pionowa, piruet
- 20 — b. sterowana, b. powolna
- 21 — b. baryłkowata, b. śrubowa
- 22 — b. na kole, b. w okrążeniu
- 23 — ewolucja, figura akrobacji
- 24 — korkociąg
- 25 — k. odwrócony, k. plecowy
- 26 — lot akrobacyjny
- 27 — l. nożowy
- 28 — l. odwrócony, l. plecowy
- 29 — l. okrężny, rajd
- 30 — lot dookoła świata
- 31 — l. transatlantyczny
- 32 — ósemka
- 33 — ó. kubańska
- 34 — ó. pionowa (stojąca)
- 35 — ó. p. leżąca
- 36 — ó. w locie odwróconym
- 37 — падание лісьцем, opadanie l.
- 38 — pętla (wewnętrzna)
- 39 — p. w dół
- 40 — p. zewnętrzna, p. odwrócona
- 41 — p. z lotu odwróconego
- 42 — (pionowe S)
- 43 — półbezczka
- 44 — półpętla
- 45 — przewrót
- 46 — samolot akrobacyjny
- 47 — s. sportowy
- 48 — spirala
- 49 — strefa pilotażu
- 50 — ślizg na ogon
- 51 — ś. na o. przez plecy
- 52 — ś. na o. przez łeb
- 53 — świeca, górka
- 54 — wyrót
- 55 — (pełny) zakręt w locie odwróconym
- 56 — zawrót, immelman
- 57 — zakręt bojowy, zwrot b.
- 58 — obowiązkowa wiązanka figur (akrobacji)

K.D.

## Aeronautical Sport (II)

- 1 — hang-glider, flex-wing (glider)
- 2 — hang-glider pilot
- 3 — ultralight (air)plane, ultralight vehicle, ULV
- 4 — man-powered aircraft
- 5 — (aircraft model sport)
- 6 — aeromodeller
- 7 — kite
- 8 — control line model
- 9 — radiocontrolled m., RC model
- 10 — sailplane m.
- 11 — rubber-powered flying m.
- 12 — I.C.-powered f. m.
- 13 — free-flying m.
- 14 — aeroplane sport flying
- 15 — acrobatics, aerobatics, stunt flying
- 16 — roll
- 17 — hesitation r., r. in times, four-point r.
- 18 — flick r., snap r.
- 19 — vertical r.
- 20 — aileron r., slow r.
- 21 — barrel r., centrifugate r., fan r.
- 22 — horizontal circle r.
- 23 — acrobatic manoeuvre, aerobic
- 24 — spin
- 25 — inverted spin
- 26 — acrobatic flight, aerobic f.
- 27 — knife (edge) f., steeply banked f.
- 28 — inverted f.
- 29 — circle trip
- 30 — round-the-world f.
- 31 — transatlantic f.
- 32 — eight (manoeuvre), figure e.
- 33 — cuban e., spectacles with twist
- 34 — vertical e.
- 35 — horizontal e., spectacles
- 36 — inverted e.
- 37 — falling-leaf (descent)
- 38 — loop, inside l.
- 39 — descending l., diving l.
- 40 — outside l.
- 41 — inverted l.
- 42 — (vertical S)
- 43 — half roll
- 44 — half-loop
- 45 — hammerhead stall, renversement
- 46 — aerobic(air) plane
- 47 — sporting(air) plane
- 48 — spiral
- 49 — training flying area
- 50 — tail slide, whip stall
- 51 — stick forwards t. s., t. s. with yoke forward
- 52 — whip stall, simple s., tail slide with yoke backward, backwards stick t.s.
- 53 — vertical climb, zoom
- 54 — half roll and dive out, split S
- 55 — 360° inverted turn
- 56 — Immelman turn, half loop and roll-out
- 57 — climbing turn, high-performance t., chandelle
- 58 — (mandatory linked aerobatic figures)
- 53 — Chandelle (f), Kerze (f)
- 54 — Abschwung (m)
- 55 — Rückenkreis (m)
- 56 — Aufschwung (m), Immelman(-Turn) (m), I.-Kurve (f)
- 57 — Kampfkurve (f), Kehrkurve (f) mit Höhenunterschied
- 58 — Pflicht(kunstflug)(programm) (n)

## TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY

## Flugsport (II)

- 1 — Drachengleiter (m), Hängegleiter (m)
- 2 — Drachenflieger (m)
- 3 — Ultraleichtflugzeug (n), UL-Flugzeug (n)
- 4 — Muskelkraftflugzeug (n)
- 5 — Modellflug (m), Modellflugsport (m), Flugmodellbau (f)
- 6 — Flugmodellbauer (m)
- 7 — Drachen (n)
- 8 — Fesserflugmodell (n), Kreisflugmodell (n), Steuerleinenflugmodell (n)
- 9 — funkgesteuertes Modell (n)
- 10 — Segelflugmodell (n)
- 11 — Gummimotormodell (n)
- 12 — Verbrennungsmotor-Modell (n)
- 13 — Freiflugmodell (n)
- 14 — Motorflug (m), Motorflugsport (m)
- 15 — Kunstflug (m)
- 16 — Rolle (f), Tonne (f)
- 17 — Vierzeit-Rolle (f)
- 18 — gerissene R. (f)
- 19 — Pirouette (f), senkrechte Rolle (f), Schraube (f)
- 20 — gesteuerte R. (f), langsame R.
- 21 — Fassrolle (f), Tonnenrolle (f)
- 22 — Rollen(voll)kreis (m)
- 23 — Kunstflugfigur (f)
- 24 — Trudeln (n)
- 25 — Rückentrudeln (n)
- 26 — Kunstflug (m)
- 27 — Messerflug (m)
- 28 — Rückenflug (m)
- 29 — Rundfahrt (f), Rundflug (m)
- 30 — Weltumkreisung (f)
- 31 — Atlantikflug (m), Atlantiküberquerung (f)
- 32 — Acht (f)
- 33 — kubanische A. (f)
- 34 — stehende A., senkrechtstehende Looping-Acht
- 35 — liegende A., Loopingacht (f), Schleife (f)
- 36 — Rückenacht (f)
- 37 — fallendes Blatt (n)
- 38 — Looping (n), Schleifenflug (m), Schleifenkurve (f), Überschlag (m)
- 39 — L. (n) nach vorne, L. nach unten
- 40 — Aussenschleife (f)
- 41 — Schleifenrückenflug (m), Aussenschleife im Rücken
- 42 — stehende S
- 43 — halbe Rolle (f)
- 44 — halber Looping (m), halbgestossener L. (m)
- 45 — Turn (n)
- 46 — Kunstflug-Flugzeug (n), Kunstflugzeug (n)
- 47 — Sportflugzeug (n)
- 48 — Spirale (f)
- 49 — Kunstflugraum (m)
- 50 — Männchen (n), Abrutschen (n) (rückwärtig), A. über den Schwanz
- 51 — M. (n) nach hinten
- 52 — M. nach vorn(e)

## Авиационный спорт (II)

- 1 — дельтаплан
- 2 — дельтапланерист
- 3 — сверхлегкий летательный аппарат, с. самолет, ультра-легкий самолет (УЛС)
- 4 — мускулолет
- 5 — авиамоделизм, авиамоделист
- 6 — авиамоделист
- 7 — воздушный змей
- 8 — кордовая летающая модель
- 9 — радиоуправляемая л.м.
- 10 — м. планера
- 11 — резиномоторная м.
- 12 — м. с двигателем внутреннего сгорания
- 13 — свободнолетающая м.
- 14 — самолетный спорт
- 15 — высший пилотаж
- 16 — бочка, двойной переворот
- 17 — фиксированная б., б. с фиксациями
- 18 — быстрая б., штопорная б.
- 19 — вертикальная б., восходящая б., б. на восходящей вертикали
- 20 — управляемая б., замедленная б.
- 21 — центрифугальная б., „качка”
- 22 — б. на вираже, бочки по кругу
- 23 — фигура высшего пилотажа
- 24 — штопор
- 25 — перевернутый ш.
- 26 — фигурный полет
- 27 — полет с глубоким креном, п. по прямой с креном 90°
- 28 — перевернутый полет
- 29 — круговой п.
- 30 — п. вокруг Земли, кругосветный п.
- 31 — трансатлантический п.
- 32 — восьмерка
- 33 — кубинская в.
- 34 — вертикальная в.
- 35 — горизонтальная в.
- 36 — перевернутая в.
- 37 — падение листом
- 38 — петля (Нестерова), мертвая п.
- 39 — нисходящая п., обратная п.
- 40 — обратная п.
- 41 — перевернутая п.
- 42 — вертикальное S
- 43 — полубочка, переворот
- 44 — полупетля (Нестерова)
- 45 — поворот на горке, п. на вертикали, срывной п.
- 46 — акробатический самолет, пилотажный с.
- 47 — спортивный с.
- 48 — спираль
- 49 — зона пилотажа, пилотажная з.
- 50 — скольжение на хвост, „колокол”
- 51 — с. на х. с переходом в нормальный полет
- 52 — с. на х. с переходом в пикирование, „колокол”
- 53 — свечка, горка
- 54 — переворот через крыло
- 55 — вираж в перевернутом полете
- 56 — горка иммельман, полупетля Нестерова
- 57 — боевой разворот
- 58 — пилотажный комплекс

## Wnioski z eksploatacji

Brytyjski nadzór lotniczy — Civil Aviation Authority (CAA) — publikuje notatki nt. wypadków lotniczych (lub przesłanek do nich), wywołanych przyczynami technicznymi.

Poniżej publikujemy kilka z nich, zawartych w Airworthines Notice No 12 (wydanie z 1.IV.1986 r.).

### Ryzyko uszkodzeń w następstwie łuku elektrycznego

Tytanowa łopatką wentylatora silnika lotniczego pękła wskutek zmęczenia, przy czym pęknięcie zostało zapoczątkowane od lokalnego zaszlifowania uszkodzenia na krawędzi natarcia. Oderwana część łopatki mogłaby być zatrzymana przez obudowę wentylatora, lecz obciążenia od uderzenia w połączeniu z obciążeniami wynikającymi z niewyważenia wirnika wentylatora i obciążeniami aerodynamicznymi spowodowały kolejne oddzielenie się w czasie lotu pokrywy przedniej części silnika oraz obudowy wentylatora. Części te z kolei uszkodziły strukturę samolotu i drugi silnik.

Zaszlifowanie odpowiada zatwierdzonym procedurom usuwania uszkodzeń, lecz zostało zastosowane do naprawy obszaru nadpalonego, powstałego na krawędzi natarcia łopatki w wyniku łuku elektrycznego o dużej energii.

Wykonane po wypadku badania laboratoryjne mikrostruktury uszkodzonej łopatki wykazały, że zaszlifowanie nie usunęło całego materiału, który został poddany działaniu ciepła pochodzącego z łuku elektrycznego, a pozostająca część tego materiału stała się źródłem pęknięcia.

Zdarzyły się także inne przypadki uszkodzeń łopatek wentylatora, spowodowane nadpaleniami od łuku elektrycznego powstałego w trakcie procesu anodowania.

Przypadkowe wystąpienie łuku elektrycznego powoduje miejscowe nadtopienie i szybko następujące ochłodzenie materiału, co wywołuje lokalne zmiany właściwości materiału, prowadzące w efekcie do pęknięcia. (Pęknięcia, na których bada się prędkość pęknięcia zmęczeniowego na próbkach, są często inicjowane przez krótkotrwałe, niskonapięciowy łuk elektryczny, służący do stworzenia „wady” w materiale).

Na występowanie nadtopień od łuku może wskazywać obecność małych, okrągłych lub półokrągłych stref poddanych działaniu ciepła, które mogą zawierać płytkie wgłębienia, nadtopienia lub pęknięcia. Zazwyczaj towarzyszą im obszary pokryte ciemnoniebieskim nalotem produktów utleniania. (Materiały pokryte lakierem nie są w takim przypadku chronione, zaś ślady nadpalenia lakieru mogą być dodatkową wskazówką istnienia uszkodzeń tego typu).

Zazwyczaj producenci dają szczegółowe instrukcje dot. usuwania dużych uszkodzeń, powstających od łuku elektrycznego, ale instrukcje te mogą okazać się niewystarczające w odniesieniu do przypadków łuku elektrycznego, powstającego przy użyciu elektrycznych narzędzi i wyposażenia podczas przeglądów i obsługi.

W celu zmniejszenia ryzyka tego typu zdarzeń i zapobieżenia ich występowaniu w przyszłości, należy:

a) zmniejszyć ryzyko wystąpienia nadpalen od łuku przez właściwą konserwację urządzeń i narzędzi elektrycznych, używanych w pobliżu silników, samolotów i ich części;

b) w przypadku wykrycia uszkodzeń urządzeń elektrycznych lub ich przewodów, albo gdy wystąpiło spalanie bezpiecznika w obwodzie zasilającym takie urządzenia, należy starannie obejrzeć wszystkie elementy samolotu czy silnika będące w pobliżu, aby stwierdzić czy nie ma śladów łuku elektrycznego;

c) nie wolno traktować uszkodzeń od łuku elektrycznego jako „normalne” („typowe”) uszkodzenia przy określaniu sposobu usuwania uszkodzeń — w przypadku braku jakichkolwiek opublikowanych instrukcji nt. usuwania nadpalen od łuku, należy uzyskać wskazówki od wytwórcy, albo wyrzucić tę część.

### Kondensatory srebrowo-tantalowe

Pomimo wydawania biuletynów przez wytwórców oraz publikowania informacji przez innych zainteresowanych, ciągle pojawiają się doniesienia o problemach związanych z zastosowaniem kondensatorów srebrowo-tantalowych, tzn. kondensatorów zawierających srebro i elektrolit nie będący ciałem stałym.

Stwierdzono na podstawie udokumentowanych przypadków, że kondensatory podanego typu, w miarę upływu czasu lub w niekorzystnych warunkach elektrycznych, mogą doznać „aktywnych uszkodzeń”, wśród których może być eksplozja, zwarcie elektryczne lub wyciek elektrolitu. Ponieważ elektrolit ten ma silne właściwości korozyjne, zazwyczaj powoduje wtórne uszkodzenia, a ponadto stanowi niebezpieczeństwo dla ludzi.

Są już wyprodukowane kondensatory „tantalowo-tantalowe” (nie zawierające srebra), które powinny być używane w zastępstwie kondensatorów zawierających srebro wszędzie tam, gdzie jest to tylko możliwe.

Producenci wyposażenia elektrycznego powinni wziąć pod uwagę to, że firmy wytwarzające kondensatory dysponują danymi nt. ich właściwego zastosowania, jak również wskazówki dot. użytkowania ich produktów. Dane te mogą wykluczać użycie kondensatorów srebrowo-tantalowych w przypadkach, w których dawniej uważano je za bezpieczne. Przypomina się także producentom wyposażenia, że wymagane jest użycie wiarygodnych danych dot. stosowania produktów, a także informacje o ich dostępności ze źródeł zatwierdzonych i kontrolowanych.

Ządane jest użycie kondensatorów produkowanych wg specyfikacji BS9000 albo CECC, zatwierdzonych przez CAA.

Firmy prowadzące przeglądy wyposażenia oraz inni użytkownicy powinni uzgadniać każdorazowo użycie kondensatora srebrowo-tantalowego z firmą mającą uprawnienia projektowe („design authority”), czyli producentem danego wyposażenia. Przypadki istotnie niszczącego uszkodzenia kondensatorów w wyposażeniu pokładowym powinny być zgłaszane do CAA.

### Filtry na wlocie powietrza

Zdarzyły się przypadki przymusowych lądowań samolotów z silnikami tłokowymi, wywołane „zapadnięciem się” filtra powietrza i zatknięciem przez ten filtr wlotu powietrza do gaźnika. W jednym z ostatnich przypadków tylko szczęśliwy zbieg okoliczności pozwolił pilotowi uniknąć groźnego wypadku.



Badania wykazały, że obsługa, jaką objęte są filtry powietrza silników tłokowych, nie zawsze jest wystarczająca. Stosowane do samolotów lekkich zalecenia obsługowe wymagają wprowadzenia sprawdzenia czystości filtra i jego stanu, ale użyte określenie „dokonać przeglądu” („inspect”) implikuje możliwość wykonania tego na miejscu przez obsługę z zewnątrz.

Indywidualnie zatwierdzone instrukcje obsługi są — ogólnie biorąc — zbliżone w treści i wynika z nich, że:

a) oględziny wewnętrznej strony filtra nie są zazwyczaj możliwe bez wyjęcia filtra. Tylko po tej stronie filtra można dostrzec pierwsze odznaki zapadania się;

b) konieczne będą różne stopnie demontażu, aby uzyskać dostęp do filtra;

c) niemal we wszystkich przypadkach czyszczenie filtra wymaga jego demontażu;

d) metody czyszczenia filtra są różne i niektóre z nich mogą być efektywne tylko dla niektórych typów filtrów.

Przy dokonywaniu przeglądów okresowych, mechanicy oraz piloci, którzy dokonują 50-godzinnego przeglądu samolotów kategorii Private, obsługiwanych wg LAMS (Light Aircraft Maintenance Schedule) muszą upewnić się, że filtr powietrza na wlocie do gaźnika jest czysty i w pełni sprawny. Jeżeli obejrzenie obydwóch stron filtra nie jest łatwe, należy zapewnić sobie dostęp do niego tak często, aby być przekonanym o dobrym stanie filtra. Jeśli brak instrukcji nt. czyszczenia filtra, należy skorzystać z zatwierdzonych metod, opublikowanych w Civil Inspection Procedures Leaflet EL/1—2.

### Zanieczyszczenie płynu w instalacji hydraulicznej

Badanie przyczyn wypadku ciężkiego śmigłowca ujawniło, że zawór odcinający, stanowiący integralną część wciągnika sterującego, zaciął się z powodu wewnętrznej korozji i nie mógł spełniać swojej roli. Korozja została spowodowana przez chlor, który — jako zanieczyszczalnik — znalazł się w płynie napełniającym instalację.

Zalecenia wytwórców sprzętu i zatwierdzone metody

obsługi zawsze podkreślają potrzebę przestrzegania czystości, gdy chodzi o elementy instalacji hydraulicznej, ale bardzo mało uwagi poświęca się potencjalnym niebezpieczeństwom, jakie niesie ze sobą zanieczyszczenie płynu w instalacji środkami myjącymi.

Środki myjące zawierają lub nawet są wyprodukowane na bazie rozpuszczalników chlorowanych. Rozpuszczalniki (płyny myjące) lub ich pozostałości mogą połączyć się z niewielkimi ilościami wody, jakie często znajdują się w instalacjach hydraulicznych i utworzyć kwas solny. Kwas ten będzie atakował wewnętrzne powierzchnie części metalowych instalacji (szczególnie wykonane z materiałów zawierających żelazo) i wytwarzał produkty korozji zbliżone do rdzy. Korozja taka jest nie do zatrzymania i dokładne oczyszczenie instalacji jest zazwyczaj jedynym sposobem przywrócenia jej sprawności.

Podczas przeglądu lub obsługi instalacji należy zabezpieczyć ją przed dostaniem się środków myjących zawierających chlor. Jeżeli używane były środki myjące zawierające chlor, to należy zatroszczyć się o to, aby wszystkie powierzchnie (w tym także połączenia instalacji ze stoiskami próbnymi lub naziemnymi źródłami energii) były suche i wolne od śladów środków myjących przed montażem lub łączeniem części instalacji (lub przyłączeniem zasilania naziemnego).

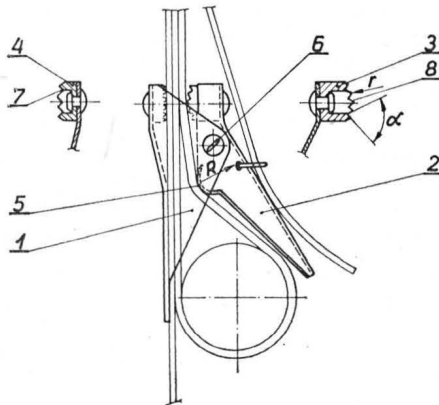
Wszystkie organizacje wykonujące przeglądy samolotów muszą być uprzedzone o tym istotnym, choć mało znanym niebezpieczeństwie i powinny przeanalizować swoje praktyki wykonywania przeglądów, aby upewnić się, że środki zawierające chlor nie dostaną się do instalacji hydraulicznej. Chociaż chlor jest niezbędny do utworzenia kwasu solnego, kwas ten może powstać tylko w połączeniu z wodą.

W pewnych płynach nadmiar wody może spowodować odłożenie się substancji galaretowatej na filtrach (zatkanie) i w małych szczelinach. Dlatego płyny w instalacji hydraulicznej samolotu i w naziemnych źródłach zasilania muszą być okresowo sprawdzane na zawartość chloru i wody, aby ilość tych substancji nie przekraczała dopuszczalnej normy.

EO/620/K/86

A. Kardymowicz

● Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Swidnik zgłosiła do ochrony uchwyt blokowania noszy sanitarnych (autorzy: Czesław Romanowski, Stanisław Zieliński). Uchwyt blokowania noszy sanitarnych przeznaczony jest do stosowania w śmigłowcach o dowolnych wymiarach gabarytowych kabin. Nadaje się także do mocowania noszy usytuowanych piętrowo.



Uchwyt ma ramiona 1 i 2, które zaopatrzone są w listwy zębate 3 i 4, przy czym ramię 2 ma garb 5 znajdujący się poniżej osi 6 uchwyty. Listwa zębata 4 ma powierzchnię płaską, na której usytuowane są zęby 7, a listwa zębata 3 ma powierzchnię krzywą, na której usytuowane są zę-

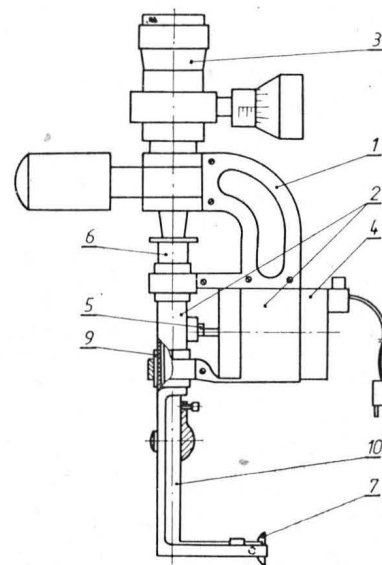
by 8. W położeniu roboczym wierzchołki zębów 7 listwy 4 i wierzchołki zębów 8 listwy 3 mijają się, a wielkość kąta  $\alpha$  wrębu zębów 8 listwy 3 wynosi korzystnie  $80^\circ$ , natomiast promień  $r$  wrębu zębów 8 i 9 wynosi korzystnie 0,1 mm.

Skrót opisu wzoru użytkowego, chronionego 3 zastrzeżeniami, zamieszczono w BUP nr 10/1984 w klasie A61G, pod nr'em W.70833.

● Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych z Warszawy zgłosił do opatentowania w Urzędzie Patentowym PRL zestaw do czyszczenia i polerowania łopatek sprężarek silników turbinowych (wynalazcy: R. Szczepanik, T. Kaczyński, J. Szewczyk). Wynalazek rozwiązuje zagadnienie mechanicznego czyszczenia uszkodzeń na krawędziach łopatek sprężarek silników turbinowych w warunkach eksploatacyjnych oraz jednocześnie wizualną kontrolę tego procesu.

Urządzenie zawiera osadzone na wspólnym wsporniku 1 zespół 2 do mechanicznego czyszczenia oraz optyczny przyrząd 3 do oględzin miejsc trudno dostępnych. Zespół 2 składa się z silnika elektrycznego 4 z mechanizmem krzywkowym 5 zamieniającym ruch obrotowy na ruch postępowo-zwrotny oraz sprzęgniętej z mechanizmem krzywkowym 5 żerdzi 6 z osadzoną wymiennie na jej końcu ściernicą 7. Żerdź 6 osadzona jest przesuwnie w

łożyskach ślizgowych 9 wspornika 1 i współośiowo z częścią lunetową 10 optycznego przyrządu 3 do oględzin miejsc trudno dostępnych.



Skrót opisu wynalazku, chronionego jednym zastrzeżeniem, zamieszczono w BUP nr 11/1985, w klasie B24B, pod numerem P. 244535.

# Aktualne tendencje w lotnictwie światowym\*)

Mgr MICHAŁ MORAWSKI  
Mgr MAREK SERAFIN

1983 r. był już piątym kolejnym trudnym, a właściwie złym rokiem dla lotnictwa cywilnego. Wg wstępnych danych linie lotnicze „zamknęły” go po raz pierwszy od 1979 r. zyskiem operacyjnym wynoszącym ok. 500 mln dol. Uwzględniając jednak spłaty odsetek od zaciągniętych w latach ubiegłych kredytów, ostateczny wynik to deficyt wynoszący 1,2 mld dol. Prognozy na lata 1984 i 1985 były bardziej optymistyczne, gdyż przewidywały zyski operacyjne odpowiednio 1,1 mld i 1,65 mld dol. Uzyskanie tych wyników zależało przede wszystkim od osiągnięcia rekordowo wysokich współczynników wykorzystania pojemności handlowych (load factor). Jednak nawet te osiągnięcia nie uchronią lotnictwa cywilnego przed deficytem wynoszącym odpowiednio 750 mln dol. (1984 r.) oraz 250 mln dol. (1985 r.), wynikającym z konieczności płacenia odsetek.

Powyższe dane nie odzwierciedlają jednak w pełni sytuacji finansowej lotnictwa cywilnego. Uwzględniając bowiem konieczność inwestycji (przede wszystkim sprzętowych) zamykających się w latach osiemdziesiątych kwotą 100 mld dol., lotnictwo cywilne musi osiągnąć rentowność 107,5%. Przy takim założeniu w latach 1982÷1985 przewidziano deficyt wynoszący odpowiednio: 3,2 mld, 2,6 mld, 2,2 mld i 2 mld dol. Niezbyt pocieszający jest fakt, że wielkość deficytu będzie miała tendencję malejącą. Przyczyny tej sytuacji są następujące:

● Ogólna recesja lub, mówiąc inaczej, stagnacja gospodarcza, jaka dotknęła nawet najbardziej rozwinięte kraje zachodnie, spowodowała zahamowanie wzrostu popytu na przewozy lotnicze zarówno pasażerskie, jak i towarowe. W przypadku przewozów pasażerskich wynika to m.in. z braku wzrostu lub nawet spadku stopy życiowej w większości krajów.

W 1982 r. przewozy towarzystw zrzeszonych w IATA (rozkładowe i charterowe), wyrażone w pkm, były zaledwie o 1% wyższe od przewozów w 1981 r. A i tak rok ten był lepszy pod tym względem od lat 1980 i 1981, w których notowano spadek przewozów. Warto tu również zwrócić uwagę na fakt, że do tego minimalnego wzrostu przewozów przyczyniły się wyłącznie przewozy charterowe, które wzrosły aż o 18,7% przy spadku przewozów na liniach rozkładowych o 2%. Przewozy towarowe w 1982 r. spadły o ok. 1%. Było to spowodowane drastycznym spadkiem przewozów charterowych „cargo” (o 23%) przy niewielkim, najniższym zresztą od 1975 r., wzroście przewozów towarowych na liniach rozkładowych o 3%.

W 1983 r. przewozy pasażerskie wzrosły o 2%, przewozy cargo o 4%, zaś na lata 1984 i 1985 przewidywano wzrost przewozów pasażerskich o 5% i przewozów „cargo” o 6%. Prognozy wzrostu przewozów pasażerskich zakładają, że widoczne obecnie ożywienie gospodarcze utrzyma się przez kilka najbliższych lat. Warto tu również zaznaczyć, że zdaniem IATA do zwiększenia tempa wzrostu przewozów lotniczych przyczyni się również realny spadek wysokości taryf pasażerskich i stawek towarowych wynikający z faktu, że ich nominalny wzrost jest znacznie niższy od współczynnika inflacji.

● Drugą istotną przyczyną obecnych kłopotów jest istniejąca ciągle znaczna nadwyżka oferowanej pojemności handlowej nad istniejącym popytem. Najlepiej ilustruje to współczynnik wykorzystania pojemności handlowej, który przy przewozach rozkładowych wyniósł w 1982 r. 57,6%. Oceny 1983 r. przewidywały wzrost tego współczynnika do ponad 57%. Prognozy na lata 1984 i 1985 przewidywały dalszy jego wzrost do ok. 60%. Pozwoli to w 1985 r. zbliżyć się lub nawet osiągnąć współczynnik wykorzystania pojemności handlowej niezbędny do pokrycia kosztów operacyjnych oraz do spłaty odsetek od zaciągniętych kredytów.

Przyczyny utrzymywania się tak znacznej nadwyżki oferowania są następujące:

— błędne oceny dotyczące szybkiego wzrostu popytu na przewozy lotnicze w latach osiemdziesiątych, oparte na rekordowych wynikach końca lat siedemdziesiątych. Prowadziły one do poważnych inwestycji sprzętowych. Najlepiej ilustruje to fakt, że gdyby stopień wykorzystania sprzętu w 1982 r. był taki jak w 1978 r., to dodatkowa nadwyżka oferowania wynosiłaby o ok. 10%;

— zafascynowanie samolotami szerokokadłubowymi, które miały dokonać drugiej rewolucji w lotnictwie cywilnym, tym razem na liniach średnio- i krótkodystansowych. Było to związane m.in. z założeniem, że przyczynią się one do znacznego wzrostu popytu na przewozy lotnicze dzięki możliwości obniżenia cen wynikających z niższych kosztów. W znacznym stopniu założenie to nie sprawdziło się;

— tendencja do prowadzenia przez linie lotnicze ekspansywnej polityki handlowej mimo utrzymującej się stagnacji popytu. Drastycznym przykładem może tu być chociażby Braniff. Należy jednak stwierdzić, że po latach werbalnej jedynie walki z nadwyżką oferowania, większość towarzystw lotniczych zaczęła wyciągać wreszcie praktyczne wnioski z istniejącej sytuacji. W 1983 r. wzrost oferowania był niższy od wzrostu przewozów. Tendencja ta utrzyma się prawdopodobnie w latach następnych.

● Trzecią przyczyną kryzysu finansowego lotnictwa cywilnego jest znaczny wzrost kosztów jednostkowych, jaki nastąpił pod koniec lat siedemdziesiątych. W 1978 r. koszt 1 tkm wyniósł 28 cenów, a w 1980 r. już 40,3 centa. Należy tu podkreślić, że wzrost ten nastąpił z przyczyn niezależnych od linii lotniczych. Był on spowodowany przede wszystkim gwałtownym wzrostem cen paliwa lotniczego, a także utrzymującą się inflacją, pociągającą za sobą m.in. konieczność podwyżek płac personelu, wzrost opłat lotniskowych i przelotowych (a także innych). W latach 1981÷1983 koszty jednostkowe nieznacznie obniżyły się do ok. 38 centów dzięki stabilizacji cen paliwa oraz polityce oszczędnościowej większości towarzystw lotniczych.

Historię bankructwa trzech towarzystw lotniczych: Braniff, Laker i Continental ilustrują nie tylko przyczyny kryzysu lotnictwa cywilnego jako całości, lecz również metody walki z kryzysem — często bardzo oryginalne.

Przyczyną bankructwa Braniffu była głównie wyjątkowo ekspansywna polityka handlowa tego towarzystwa prowadzona pod koniec lat siedemdziesiątych i na początku lat osiemdziesiątych. Towarzystwo to próbowało wejść równocześnie na kilka najtrudniejszych lub, mówiąc inaczej, najbardziej „zepsutych” rynków: Atlantyk Północny, Ameryka Środkowa i Południowa. Równocześnie starało się maksymalnie rozszerzyć sieć swoich połączeń krajowych.

Laker przejdzie do historii jako przewoźnik, który rozpoczął wojnę taryfową na Atlantyku Północnym. Wykorzystując niskie koszty operacyjne związane z wyjątkowo niskimi kosztami sprzedaży i rezerwacji, szczerkową administracją itp., towarzystwo to oferowało wyjątkowo niskie ceny za przelot przez Atlantyk (niewiele ponad 100 dol. USA). Laker musiał zbankrutować, gdy inne towarzystwa lotnicze (British Airways, PAN AM i TWA) rozpoczęły oferowanie analogicznych cen, licząc się z długotrwałym deficytem swych połączeń atlantyckich. Mogły one jednak pokryć ten deficyt wpływami z innych połączeń lub źródeł pozalotniczych (np. dotacje rządowe, wpływy z hoteli itp.). Laker takiej możliwości nie miał. Warto zresztą przypomnieć, że wkrótce po bankructwie Lakera zostało zawarte na Atlantyku Północnym pierwsze od lat porozumienie taryfowe IATA, przewidujące znaczne podwyżki cen.

Bankructwo Continentalu było przede wszystkim manewrem umożliwiającym zwolnienie wszystkich pracowników, a następnie przyjęcie jedynie ich części i to na obniżone płace.

Sytuacja lotnictwa cywilnego jako całości determinuje w znacznym stopniu strategię rozwoju linii lotniczych w latach osiemdziesiątych, a także prawdopodobnie i dziesięćdziesiątych. Euforia lat siedemdziesiątych, zafascynowanie gwałtownym wzrostem popytu na przewozy lotnicze, plany szybkiej modernizacji sprzętu uwzględniające przede wszystkim samoloty szerokokadłubowe muszą ustąpić miejsca ostremu reżimowi oszczędnościowemu, walce o ograniczenie nadwyżki oferowania i o maksymalizację wpływów. Dla wielu towarzystw lotniczych jest to walka o przetrwanie.

Jakie są możliwości poprawy istniejącej sytuacji? Cemu muszą być podporządkowane w najbliższych latach decyzje handlowe oraz inwestycyjne linii lotniczych?

Jak wiadomo, wynik finansowy danego towarzystwa jest pochodną dwóch elementów: uzyskiwanych wpływów i ponoszonych kosztów. Maksymalizacja wpływów ma szczególne znaczenie jeżeli uwzględnimy fakt, że zgodnie z ocenami

\*) Dane dotyczące sytuacji finansowej lotnictwa cywilnego podano, opierając się na informatorach towarzystw zrzeszonych w IATA, których przewozy stanowią 80% międzynarodowych przewozów rozkładowych liczonych w tkm.



ekspertów w najbliższych latach nie będzie możliwe dalsze obniżanie kosztów jednostkowych. Mimo nawet najbardziej drastycznych posunięć oszczędnościowych, należy raczej liczyć się z niewielkim ich wzrostem. Z punktu widzenia lotnictwa cywilnego jako całości jedyną możliwością zwiększenia uzyskiwanych wpływów jest więc wzrost wpływów jednostkowych, czyli przeciętnych wpływów uzyskiwanych z 1 tkm. Można to osiągnąć albo przez wzrost cen, czyliiaryf pasażerskich i stawek towarowych, albo przez poprawę współczynnika wykorzystania pojemności handlowej. Oczywiście optymalne byłoby wykorzystanie obu tych możliwości, ale, jak wiemy, istnieje między nimi ujemne sprzężenie zwrotne, gdyż wzrost cen oddziałuje negatywnie na popyt na przewozy lotnicze.

Jakie istnieją obecnie szanse na realny wzrost cen usług lotniczych? Wbrew pozorom nie polegają one głównie na wzmożonej aktywności konferencji taryfowych IATA, uchwalających kolejne podwyżki taryf pasażerskich i stawek towarowych. Odnoszą się one bowiem przede wszystkim do regionów, w których poziom cen jest już i tak relatywnie bardzo wysoki i dalsze ich podwyższanie mogłoby spowodować spadek popytu. Klasyfikowanym przykładem może tu być Europa. Największe możliwości daje ograniczenie praktyki stosowania na wielu rynkach (takich jak np. dalekowschodni) cen nie przekraczających 40% taryf oficjalnych. Oczywiście utopią byłoby dążenie do całkowitego oczyszczenia tych „zepsutych” rynków i do posługiwania się w codziennej pracy handlowej oficjalnymi podwyżkami taryfowymi. Natomiast niewątpliwie większość tych rynków zniosłaby dość znaczne nawet podwyżki taryf. IATA jako organizacja oraz część zrzeszonych w niej przewoźników dostrzegły tę możliwość już kilka lat temu. Stąd zrodził się program akcji „czyszczenia rynków” (tzw. clean ups). Polega on na tym, że przewoźnicy działający na danym rynku zobowiązują się dobrowolnie do stosowania określonych poziomów taryf i wyrażają zgodę na płacenie kar umownych w przypadku, gdy udowodni się im odstępstwa od tych zobowiązań. Dużą rolę mają tu do odegrania władze lotnictwa cywilnego zainteresowanego kraju lub krajów. Warto zaznaczyć, że w niektórych przypadkach akcje te są powiązane z próbą „oczyszczenia” danego rynku z konkurencji przewoźników piątej wolności przez wprowadzenie niskich, konkurencyjnych taryf, dostępnych jedynie dla przewoźników trzeciej i czwartej wolności (tzw. taryfy point to point).

Skoro istnieją takie możliwości, to dlaczego jest tak źle? Główną przyczyną to oczywiście istniejąca ciągle olbrzymia nadwyżka oferowania. To ona narzuca ciągle jedno rozwiązanie mające zwiększyć udział danego towarzystwa w przewozach z określonego rynku: zejść z ceną jak najniżej, a może okazać się, że konkurenci nie będą w stanie zrobić tego samego. A zresztą przewozy europejskie pokrywają straty. Oczywiście to ostatnie stwierdzenie jest uproszczeniem, ale tylko częściowym.

W przypadku możliwości zwiększenia wpływów jednostkowych przez zwiększenie współczynnika wykorzystania pojemności handlowej istnieje problem nadwyżki oferowania. Ograniczenie tej nadwyżki to praktycznie jedyna droga do poprawy tego współczynnika.

Należy stwierdzić, że wreszcie po latach sytuacja ulega poprawie. W 1983 r. nadwyżka oferowania uległa niewielkiemu zmniejszeniu. Częściowo przyczyniła się do tego trudna sytuacja finansowa większości towarzystw, która zmusiła je do rezygnacji lub odłożenia inwestycji sprzętowych o łącznej wartości 1,1 mld dol. Wydaje się jednak, że głównie zadecydowała o tym świadoma polityka handlowa. Potwierdza to chociażby ograniczanie przez wiele towarzystw sieci połączeń przez rezygnację z linii nierentownych. Podejmowano takie decyzje godząc się z faktem, że ewentualne ponowne wejście na dane rynki będzie związane z dodatkowymi kosztami.

Innym aspektem tej sprawy jest znaczne ograniczenie ekspansji na linie średnio- i krótkodystansowe samolotów szerokokadłubowych. Okazało się, że przy minimalnym jedynie wzroście popytu na przewozy lotnicze zastępowanie samolotów wąskokadłubowych samolotami szerokokadłubowymi jest w przypadku wielu połączeń ekonomicznie nieuzasadnione. Z zakupów „airbusów” zrezygnowały Austrian Airlines i Lufthansa, a więc towarzystwa, których sytuacja finansowa jest co najmniej niezła.

Jednym spośród wielu problemów, które należałoby omówić, jest problem klas podróży, a właściwiei tzw. „trzeciej klasy podróży”, rozumianej z jednej strony jako element walki konkurencyjnej, a z drugiej zaś jako próbę nowej strategii handlowej lub marketingowej.

Do późnych lat siedemdziesiątych obowiązywał stary dwuklasowy model operacji. Poziom świadczeń oferowa-

nych zarówno w klasie pierwszej, jak i ekonomicznej był ściśle ograniczony przepisami IATA. Kilka czynników złożyło się na to, że sytuacja ta uległa zmianie. Można tu wymienić deregulacyjną politykę władz lotnictwa cywilnego USA, konkurencję przewoźników nie należących do IATA. Największe znaczenie miało jednak dążenie wielu towarzystw do częściowej zmiany strategii handlowej. Jednym z istotnych elementów tej strategii, obok nowych koncepcji handlowych, miało być wprowadzenie nowej klasy podróży, tzw. business class. Należy zaznaczyć, że przyczyny i cel wprowadzenia tej klasy były różne dla poszczególnych przewoźników:

— dla takich przewoźników jak KLM czy SAS klasa ta miała być atrakcyjniejszą ofertą dla pasażerów służbowych płacących relatywnie bardzo wysokie taryfy normalne. Oczywiście istotny jest tu aspekt konkurencyjny, czyli chęć zwiększenia udziału w przewozach pasażerów pełnopłatnych, a więc „najatrakcyjniejszych” jeśli chodzi o wpływy;

— dla Air France czy British Airways wprowadzenie klasy business stwarzało możliwość dalszych podwyżek taryf normalnych, które były, szczególnie w przypadku Wlk. Brytanii, blokowane przez władze rządowe. Oznaczało to, że taryfy dla klasy business musiały być wyższe od obowiązujących taryf normalnych.

Dla zwiększenia wpływów uzyskiwanych przez lotnictwo cywilne jako całość największe znaczenie będą miały:

— maksymalne ograniczenie nadwyżki oferowania umożliwiającej z jednej strony zwiększenie współczynnika wykorzystania pojemności handlowej, z drugiej zaś rozsądny wzrost oferowanych cen,

— umiejętne wyważenie elementów konkurencyjnych z elementami współpracy w polityce handlowej poszczególnych towarzystw.

Oczywiście wiele będzie tu zależało od czynników obiektywnych, a przede wszystkim od ogólnej sytuacji gospodarczej świata. Wg przewidywań ekspertów ok. 1985 r. gospodarka światowa powinna wejść w okres znacznego ożywienia. Powinno to oznaczać szybszy wzrost popytu na przewozy lotnicze zarówno pasażerskie, jak i towarowe. Wiąże się z tym jednak znane już niebezpieczeństwo. Przecienianie popytu na przewozy lotnicze wiąże się z nadmiernymi inwestycjami sprzętowymi, te natomiast oznaczają wzrost nadwyżki oferowania, a dalszy bieg wypadków jest już łatwy do przewidzenia.

Istotnym problemem są również koszty. Zdaniem ekspertów nie jest i nie będzie w najbliższej przyszłości możliwe obniżenie kosztów jednostkowych, należy więc dążyć do maksymalnego hamowania ich wzrostu np. przez:

— wprowadzenie nowego, ekonomiczniejszego (czyli zużywającego mniej paliwa) sprzętu, nie tylko szerokokadłubowego. Wystarczy chociażby wspomnieć powodzenie, jakim cieszy się nowa wersja samolotu DC-9,

— racjonalne zatrudnienie, a ściślej — jego obniżanie powiązane w wielu przypadkach z obniżkami plac. Z tej ostatniej możliwości korzystają szczególnie często przewoźnicy amerykańscy,

— automatyzację i komputeryzację wielu sfer działania linii lotniczych. Wystarczy chociażby wspomnieć komputerowe systemy rezerwacji i „ticketingu”. Duże znaczenie, przede wszystkim dla średniej wielkości przewoźników, ma tu wprowadzanie określonych systemów nie przez pojedyncze towarzystwa, lecz przez ich grupy. Dzięki temu uzyskuje się znaczną obniżkę kosztów wprowadzania i użytkowania tych systemów. W wielu przypadkach pojedynczych towarzystw nie byłoby po prostu na to stać. Najlepszym przykładem są tu również automatyczne systemy rezerwacji i informacji taryfowo-handlowej wprowadzane i administrowane przez SITA.

— intensyfikację wykorzystania sprzętu. Należy tu jednak pamiętać o problemie nadwyżki oferowania. Przy podejmowaniu każdej decyzji w tej sprawie należy brać pod uwagę obydwa te czynniki działające w przeciwnych kierunkach.

Sytuację lotnictwa cywilnego i dające się zauważyć tendencje w jego rozwoju w artykule potraktowano jako całość, bez uwzględnienia specyfiki określonych towarzystw czy też ich grup. Wystarczy tu chociażby wspomnieć o:

— towarzystwach lotniczych krajów socjalistycznych; są one odporniejsze na wahania koniunktury zarówno w gospodarce światowej, jak i w lotnictwie cywilnym,

— grupach towarzystw dalekowschodnich, takich jak chociażby Thai czy Singapore Airlines. Towarzystwa te, wykorzystując atuty takie jak relatywnie niskie koszty zatrudnienia, korzystne położenie geograficzne i „młody”, a więc ekonomiczniejszy, sprzęt, rozwijają się bardzo dynamicznie.



# Zastosowanie nowych ceramiek w budowie silników turbinowych

Inż. RYSZARD GRUCHALSKI  
ZBR WSK-Rzeszów

Rosnące z roku na rok wymagania odnośnie do silników, zarówno trakcyjnych jak i lotniczych, dot. zużycia paliwa, masy i wymiarów doprowadziły do przyspieszenia i rozszerzenia zakresu prac w dziedzinie otrzymywania i zastosowania nowych wysokotemperaturowych materiałów ceramicznych.

W tabl. przedstawiono fizyczne właściwości ceramicznych materiałów, wykorzystywanych obecnie w produkcyjnych procesach technologicznych do wyrobu elementów turbin. W celu porównania zamieszczono również wskaźniki żaroodpornych stopów metalowych Inco 713C oraz Inco MA6000. Stop Inco MA6000 jest specjalnym superstopem, wykonanym do łopatek roboczych turbin przez firmę Inco Alloy Products Company z następującym nominalnym chemicznym składem procentowym (wg objętości): nikiel — 69, chrom — 15, wolfram — 4, molibden — 2, aluminium — 4,5, tytan — 2,5, tantal — 2, węgiel — 0,05, bor — 0,01, cyrkon — 0,15, tlenek itru — 1,1 [1].

Jak wynika z zamieszczonych w tabl. wskaźników, azotki krzemu  $Si_3N_4$  i węgliki krzemu SiC mają w temperaturze ponad 1350 K większą wytrzymałość niż zamieszczone w celu porównawczym stopy. Istnieją technologicznie i ekonomicznie uzasadnione możliwości wykonywania z tych materiałów ceramicznych elementów konstrukcyjnych o różnych kształtach.

Nie zachodzi potrzeba stosowania żadnych topników do uzyskania reakcyjnie spiekane azotki krzemu RB- $Si_3N_4$ , co zapewnia zachowanie dużej wytrzymałości materiału w wysokich temperaturach. Podczas procesu spiekania azotki krzemu, dzięki małemu współczynnikowi rozszerzalności cieplnej, nie zmienia on prawie swojej objętości; pozwala to na wykonywanie bardzo dokładnych wymiarowo elementów. Spieki azotki krzemu S- $Si_3N_4$  charakteryzują się zwiększoną wytrzymałością przy nieco większym ciężarze właściwym, jednakże ze względu na fakt, że w procesie przygotowania elementów stosuje się topniki tlenkowe (np. tlenek magnezu), zachodzi konieczność uwzględniania skurczu materiału.

Spośród różnego rodzaju węglików krzemu najlepsze właściwości wykazują spiekane węgliki krzemu S-SiC. Ostatnio w procesach przemysłowych osiągnięto 99% teoretycz-

zera. W związku z powyższym materiały te doskonale nadają się do wykonywania elementów z dużą stabilnością kształtu, dużymi termicznymi i małymi mechanicznymi obciążeniami.

Ważną właściwością dwutlenku cyrkonu  $ZrO_2$  i tytanianu aluminium  $Al_2O_3-TiO_2$  jest mała przewodność cieplna przy niedużej wytrzymałości.

Dla obecnie stosowanych metalowych stopów wykorzystywanych w elementach komór spalania i turbin dopuszczalna temperatura gazów osiąga wartości 1300 K. Przy tej temperaturze sprawność niewielkich silników turbinowych (do 300 kW) nie przewyższa sprawności współczesnych silników tłokowych z zapłonem iskrowym. Jeżeli zastosowanie elementów z żarowytrzymałych ceramiek pozwoli na podwyższenie temperatury gazów w silnikach turbinowych o 300 K, to pod względem zużycia paliwa osiągną one poziom współczesnych silników wysokoprężnych [2].

Najbardziej złożonym problemem konstrukcyjno-technologicznym przy wykonywaniu z materiałów ceramicznych tarczy turbiny jest wykonanie jej jako elementu monolitycznego. Trwają prace nad węzłem połączenia monolitycznej tarczy z wałem turbiny.

Obecnie prowadzi się prace z wirnikiem zespolonym, tzn. składającym się z tarczy wykonanej z metalu i z ceramicznych łopatek. Najbardziej krytycznym węzłem w tym przypadku z punktu widzenia wytrzymałościowego okazuje się połączenie zamka łopatki z wrębem w tarczy turbiny. Obciążenia w miejscach mocowania rozkładają się nierównomiernie, a odchyłki wykonawcze i deformacyjne, wywołane obciążeniami oraz gradientem temperatury, są bardzo znaczne. Firma MTU (RFN) przeprowadziła w latach 1974-1983 wiele prac badawczych mających na celu optymalizację zamka łopatki ceramicznej w powiązaniu z wrębem w tarczy turbiny. Część rezultatów obliczeń rozkładu obciążeń w zamku łopatki dla kąta współpracujących powierzchni  $60^\circ$  przy prędkości obrotowej  $n = 50\,000$  obr/min oraz współczynniku tarcia 0,6 pokazano w postaci graficznej na rys. 1. Dla konstrukcji na rys. 1 o idealnym kontakcie zamka łopatki i wrębu tarczy naprężenia rozciągające wyniosły ok.  $300\text{ MN/m}^2$ \*, natomiast w konstrukcji na rys. 1b dla kontaktu liniowego naprężenia osiągnęły wartość prze-

TABLICA. Właściwości materiałów ceramicznych w porównaniu ze stopami metalowymi

Właściwości Material	Przedział wytrzymałości na zginanie $MN/m^2$		Gęstość, $kg/m^3 \times 10^3$	Moduł przy 1200 K, $MN/m^2 \times 10^3$	Współczynnik rozszerzalności cieplnej, $1/K \times 10^{-6}$	Współczynnik przewodności cieplnej, $\frac{W^*}{m \cdot K}$
	800 K	1400 K				
S- $Si_3N_4$	530	300	3,1	300	3,2	12
RB- $Si_3N_4$	300	300	2,6	180	3,0	9
S-SiC	450	450	3,15	400	4,5	40
MAS	70	20	2,2	12	0,6	1
$ZrO_2$	600	300	5,7	200	9,8	2,5
$Al_2O_3-TiO_2$	40	20	3,2	23	3	
Inco 713C	900	200	7,9	170	15	25
Inco MA6000	930	250	7,9	190	13	22

\*)  $\frac{W}{m \cdot K} = 0,2386 \frac{kcal}{m \cdot K \cdot s} = 850 \frac{kcal}{m \cdot K \cdot h} = 2,386 \frac{cal}{cm \cdot K \cdot s}$  (przyp. red.)

nej gęstości tego węglika. Podczas spiekania wynikają jednak (wskutek skurczu materiału do 18%) problemy z otrzymaniem założonych wymiarów elementów.

Lane aluminiowe krzemiany LAS i magnezowo-aluminiowe krzemiany MAS mają w porównaniu z azotkami i węglikami zmniejszone wskaźniki wytrzymałościowe, jednakże ich współczynnik rozszerzalności cieplnej jest zbliżony do

wyższą 40  $MN/m^2$ . Najbardziej niekorzystne warunki wystąpiły przy odchylnym położeniu łopatki (ze statystyki  $2,5^\circ$ ), gdy w wyniku nierównomiernego rozkładu obciążeń wartość naprężeń szczytowych osiągnęła  $600\text{ MN/m}^2$ .

\*)  $MN/m^2 = N/m^2 = 0,1\text{ danN/mm}^2 = 0,10197\text{ kG/mm}^2$  (przyp. redakcji).



## Inżynierowie jako autorzy publikacji lotniczych

Mgr inż. TADEUSZ KRÓLIKIEWICZ

Sześćdziesięciolecie społecznej działalności polskich inżynierów lotniczych jest okazją do rozważań nt. ich osiągnięć, w tym także ich publikacji będących inspiracją i zwierciadłem twórczej działalności konstrukcyjnej i badawczej.

Bibliografia tych publikacji obejmuje wszystkie dziedziny lotnictwa, znajdujemy w niej nazwiska konstruktorów, technologów i badaczy — także tych, którzy swymi osiągnięciami na trwałe zapisali się w historii polskiej techniki lotniczej.

Działalność ta w części dotyczącej statków latających cięższych od powietrza sięga końca ubiegłego stulecia. Wówczas to pisał swoje pierwsze prace z dziedziny lotnictwa działający we Francji i Rosji Stefan Drzewiecki, absolwent Ecole Centrale des Arts et Manufactures. Był konstruktorem okrętów podwodnych, ale później podjął działalność w lotnictwie. Stworzył podstawy mechaniki lotu. Jego publikacje nt. śmigieł lotniczych mają fundamentalne znaczenie.

W końcu ubiegłego stulecia w różnych czasopismach na ziemiach polskich i w Niemczech można znaleźć publikacje pióra inż. Romana Gostkowskiego, który, podobnie jak Stefan Drzewiecki, upatrywał przyszłość lotnictwa w rozwoju statków latających cięższych od powietrza.

Pierwsze loty braci Wright i rozwój techniki lotniczej w Europie Zachodniej przyniosły wzrost zainteresowania lotnictwem również na ziemiach polskich. Inż. Edmund Libański, konstruktor i społecznik, który skupił wokół siebie zainteresowanych lotnictwem studentów Politechniki Lwowskiej, wydał w 1906 r. książkę „Podbój atmosfery”. Skonstruował też silnik lotniczy i dwa samoloty, z których drugi — Jaskółka — odbył udane loty w 1911 r. w Wiedniu.

W 1910 r. zostało utworzone Warszawskie Towarzystwo Lotnicze „Awiata” i w 1911 r. zaczęło ukazywać się pierwsze polskie czasopismo lotniczo-samochodowe *Lotnik i Automobilista*. W *Czasopiśmie Technicznym i Przeglądzie Technicznym* coraz częściej ukazują się artykuły dotyczące problemów lotniczych. Wśród autorów znajdują się inżynierowie: W. M. Floryński, M. T. Huber, W. Jarkowski i S. Płuzański.

W drugim numerze *Lotnika i Automobilisty* M. T. Huber, znakomity znawca wytrzymałości konstrukcji lotniczych, późniejszy autor licznych artykułów z tej dziedziny opublikował pracę nt. „Rzut oka na obecny stan i najbliższą przyszłość lotnictwa”. Wspomniany wyżej W. Jarkowski był autorem wielu artykułów specjalistycznych, a także książek, publikowanych również w języku rosyjskim, gdyż był on w Rosji współtwórcą znanych wielkich samolotów rodziny Ilija Muromiec.

Rozpoczęcie licencyjnej produkcji samolotów przez warsztaty „Awiata” i otwarcie szkoły pilotów było dalszym impulsem do rozwoju piśmiennictwa lotniczego. Przyniosło również problemy natury lingwistycznej. Np. zwracano się do Stowarzyszenia Techników z pytaniami jak należy prawidłowo nazywać maszynę latającą: samolot czy latawiec, czy też lotnia, jednopłatowiec czy jednopłaszczyznowiec.

Władze zaborcze niechętnie patrzyły na rozwój polskiej myśli lotniczej i dlatego towarzystwo „Awiata” zostało zlikwidowane, zamknięto szkołę i warsztaty. Zmniejszyła się też działalność piśmiennicza.

Utworzone w 1917 r. w Warszawie przez Radę Regencyjną Towarzystwo Żeglugi Powietrznej miało w swym programie przygotowanie kadr dla przyszłego lotnictwa polskiego. Zorganizowano pierwsze kursy lotnicze. W wydanych skryptach poszczególne tematy opracowali m.in.: inż. Zygmunt Dekler, prof. K. Drewnowski, inż. Karol Taylor, inż. Michał Król, inż. January Grzędziński i inż. Jan Kawecki.

W odrodzonym w 1918 r. państwie polskim powstało lotnictwo wojskowe i zaczęło się rozwijać lotnictwo cywilne i przemysł lotniczy — podjęto produkcję samolotów i działalność konstrukcyjną. Wraz z tym rozwojem wzrosła stopniowo liczba publikacji lotniczych. Początkowo były to głównie różnego rodzaju instrukcje i podręczniki (skrypty). Powstanie czasopism lotniczych *Polska Flota Napowietrzna*, *Lot Polski*, *Młody Lotnik* rozszerzyło możliwości publikowania artykułów na tematy lotniczo-techniczne. Były to jednak na ogół materiały informacyjne i popularnotechniczne.

Gdy w 1926 r. utworzono instytuty lotnicze: Instytut Aerodynamiczny i Instytut Badań Technicznych Lotnictwa (później nazwany Instytutem Technicznym Lotnictwa), zaczęły one publikować własne prace i sprawozdania z badań. Szybki rozwój własnych konstrukcji lotniczych i poszukiwanie nowych rozwiązań technicznych spowodowały, że konieczna stała się szybka informacja o nowościach konstrukcyjnych na świecie oraz wymiana myśli i własnych osiągnięć. Zaznaczyła się więc potrzeba utworzenia czasopisma techniczno-lotniczego. Pierwszym takim piśmie były *Wiadomości Techniczne Lotnictwa*, kwartalny dodatek do wojskowego miesięcznika *Przegląd Lotniczy*. Począwszy od 1933 r. były powielane z inicjatywy inż. Jana Tuszyńskiego w IBTL *Techniczne Nowości Lotnicze* zawierające tłumaczenia z prasy zagranicznej. Na początku 1936 r. *Techniczne Nowości Lotnicze* zostały przekształcone w miesięcznik wydawany drukiem i stały się organem ZPIL — Stowarzyszenia Polskich Inżynierów Lotniczych. Czasopismo zawierało artykuły przeglądowe i monografie nacechowane fachowością połączoną ze zrozumiałym i jasnym przedstawieniem faktów. 1 stycznia 1938 r. zmieniło nazwę na *Technika Lotnicza*, która jest wydawana (z przerwą od września 1939 r. do połowy 1948 r.) do dziś.

Zbudowany w 1926 r. ze składek społecznych Instytut Aerodynamiczny był kierowany przez znakomitego aerodynamika prof. Czesława Witoszyńskiego. Już w 1921 r. zbudował on mały tunel aerodynamiczny i zaczął publikować artykuły o doborze profili lotniczych. Później nie ograniczał się do publikacji ściśle naukowych, lecz popularyzował również działalność Instytutu Aerodynamicznego. Na liście autorów publikacji lotniczych znajdują się nazwiska jego współpracowników: J. Bondera i J. Bukowskiego. Ten ostatni pisał o technice pomiarów aerodynamicznych i obliczeniach śmigieł lotniczych.

W dziedzinie wytrzymałości i materiałów lotniczych, obok wspomnianego wyżej prof. M. T. Hubera, prace swe publikowali: Jarosław Naleszkiewicz (obliczenia dźwigarów), Franciszek Janik (aerodynamika samolotów, wytrzymałość podwozi i drgania samolotów) i Bolesława Mielnikowa (paliwa, oleje i lakiery).

Obok publikacji naukowych i artykułów dyskusyjnych prof. Politechniki Warszawskiej Gustawa Mokrzyckiego należy wymienić jego liczne prace popularyzatorskie.

Były też artykuły i prace pisane przez konstruktorów lotniczych: Zbysława Ciołkosza, Wacława Czerwińskiego, Aleksandra Grzędzińskiego, Wsiewołoda Jakimiuka, Franciszka Misztala, Jerzego Teisseyera i in.

Wybuch wojny przerwał działalność wydawniczą. Wielu inżynierów lotniczych brało udział w ruchu oporu, wielu znalazło się poza granicami kraju. Na Zachodzie w W. Brytanii liczna grupa inżynierów lotniczych skupiła się w Biurze Tłumaczeń przy Dowództwie Lotnictwa (np. S. Grzeszczyk, J. Dąbrowski).

W 1942 r. w Londynie odbył się Kongres Techniczny Lotnictwa, z którego materiały wydrukowano. Autorami referatów byli m.in. znani konstruktorzy: J. Dąbrowski, Z. Ciołkosz, S. Prauss.



Powojenny okres historii piśmiennictwa lotniczego był związany z odrodzeniem się i rozwojem działalności konstrukcyjnej, odbudową przemysłu lotniczego i jego zaplecza badawczego oraz rozwojem produkcji lotniczej. Wraz z rozwojem przemysłu i powstawaniem ośrodków badawczych cywilnych i wojskowych wzrosło zapotrzebowanie na publikacje lotniczo-techniczne.

Bibliografia piśmiennictwa lotniczego jest bardzo obszerna, lecz ze względu na ograniczoną objętość opracowania omówienie szczegółów jest niemożliwe. Ograniczę się więc do kilku uwag charakteryzujących publikacje inżynierów lotniczych w PRL. Były one ściśle związane z kolejnymi etapami rozwoju przemysłu i zaplecza naukowego. Już w 1945 r. zaczęto wydawać miesięcznik *Skrzydłata Polska* i drukować w nim również informacyjne artykuły o nowościach technicznych jak samoloty o napędzie odrzutowym i śmigłowce.

W maju 1947 r. powstało Koło Lotnicze SIMP, odpowiednik ZPiLU. Rok później wznowiono wydawanie *Techniki Lotniczej* jako organu Koła Lotniczego SIMP. Liczba publikacji inżynierskich zaczęła wzrastać, ale rozwój przemysłu lotniczego na początku lat pięćdziesiątych był związany z licencyjną produkcją lotniczą, napływem radzieckiej literatury fachowej i dokumentacji technicznej, co ograniczyło działalność wydawniczą głównie do tłumaczeń oraz problemów technologicznych.

Rozwój własnych prac naukowo-badawczych i konstrukcyjnych w drugiej połowie lat pięćdziesiątych był bodźcem do publikowania własnych opracowań, informacji o własnych pracach i osiągnięciach, a także informacji o technice lotniczej za granicą. Jednak ograniczanie produkcji lotniczej w połowie lat sześćdziesiątych i wchłonięcie potencjału przemysłu lotniczego przez branżę narzędziową i silników wysokoprężnych przylatowało lotniczą działalność wydawniczą. Opracowano wówczas i wydano materiały, argumentując ekonomicznie i technicznie konieczność istnie-

nia przemysłu lotniczego i wypracowano program jego rozwoju.

Na początku lat siedemdziesiątych pojawiły się nowe tendencje rozwojowe w przemyśle lotniczym. Zaistniała potrzeba opracowania nowych konstrukcji, rozwoju Instytutu Lotnictwa, Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych oraz Wojskowej Akademii Technicznej. Rozwój kadry naukowej i uwarunkowanie jej awansu posiadaniem własnych opracowań i publikacji jest nowym bodźcem do ożywienia działalności publicystycznej inżynierów. Nastąpił rozwój własnych publikacji naukowych IL, ITWL i WAT. *Technika Lotnicza i Astronautyczna* zmieniła w tym czasie profil. Został on dostosowany do bieżących potrzeb inżynierów lotniczych. Obok skryptów uniwersyteckich pojawiły się także, chociaż nieliczne, książki specjalistyczne (wydawane głównie przez Wydawnictwa Komunikacji i Łączności). Nastąpił wzrost liczby lotniczych wydawnictw techniczno-informacyjnych i techniczno-popularyzatorskich, a także historyczno-technicznych.

Ten stan rzeczy z mniejszymi lub większymi fluktuacjami spowodowanymi m.in. niskimi stawkami autorskimi, trudnościami bazy poligraficznej (długie cykle wydawnicze, trudności w zaopatrzeniu w papier) trwa do dziś.

Należy jednak zaznaczyć, że działalność publicystyczna nie ma równomiernego natężenia we wszystkich ośrodkach skupiających inżynierów. Ożywioną działalność pisarską wykazują ośrodki stołeczne — Instytut Lotnictwa, WAT, ITWL, WSK PZL-Warszawa, mniejszą ośrodki przemysłu w terenie (oprócz PZL-Bielsko).

Reasumując, należy stwierdzić, że publicystyka techniczno-lotnicza jest związana z działalnością naukowo-badawczą i konstrukcyjną w lotnictwie i jest, jak zaznaczono na początku, jej inspiracją i odbiciem. Tak było i jest także w lotnictwie polskim.

Dlatego też nie tylko Sekcja Lotnicza SIMP powinna ze wszelkich miar ją popierać i dbać o jej stały rozwój.

cd. ze s. 24

MORAWSKI M., SERAFIN M.: Current trends in aviation in the world. TLiA, vol. XLI, 1986, No. 8, p. 18

Depressed financial situation of civil aviation in the world in the years 1980÷1985 and methods to fight against the crisis have been described. The information has been taken from data published by airline companies united in IATA.

GRUCHALSKI R.: Application of new ceramic materials in construction of turbine engines. TLiA, vol. XLI, 1986, No. 8, p. 20

Certain lines of research work carried on by famous aircraft turbine engine manufacturers in western countries, aimed at application of new sintered materials and ceramic castings to turbine production, have been presented. Strength testing results and design examples have also been included.

KRÓLIKIEWICZ T.: Engineers — authors of aeronautical publications. TLiA, vol. XLI, 1986, No. 8, p. 22

Publications on aviation problems, prepared by engineers and given in various aeronautical periodicals and books which were issued in Poland and abroad during the sixty-years' period, have been discussed.

## ZUSAMMENFASSUNGEN

STAFIEJ W.: Der Bereich der polaren Geschwindigkeiten. TLiA, XLI Jhrg., 1986, H. 8, S. 3

Der Autor stellt eine praktische Methode der Darstellung der Segelflugzeugkennlinien für alle zulässigen Massenwerte im Flug vor.

STANISŁAWSKI J.: Untersuchungen der Vermeidungsmöglichkeit von Resonanz des Luftschrauben-Flügelblattes am Hubschrauber durch Änderung seiner Parameter (II). TLiA, XLI Jhrg., 1986, H. 8, S. 5

Es wird der Einfluss von Veränderungen der Massen- und Starrheitscharakter auf die Eigenschwingungen des Flügelblattes vorgestellt. Weiterhin wird die Empfindlichkeit der Eigenschwingungen auf die Änderungen der einzelnen Parameter des Flügelblattes verglichen.

CHODOROWSKI J., BIŁOUS W., WASIAK J.: Ermüdungsfestigkeit  $Z_{rj}$  von ausscheidungsgestärkten (maraging) Martensit-Stählen in der Luft- und Korrosionsumgebung. TLiA, XLI Jhrg., 1986, H. 8, S. 3

In dem Aufsatz werden Ergebnisse der Ermüdungsversuche an Maraging-Stählen mit der Bezeichnung H10N7K10M5Pr und N18K9M5TPr in der Luft- und Korrosionsumgebung dargestellt. Die Untersuchungen ergaben eine bedeutende Senkung der Ermüdungsfestigkeit  $Z_{rj}$  der Stähle in korrosionsgünstiger Umgebung.

MORAWSKI M., SERAFIN M.: Aktuelle Tendenzen in der weltweiten Luftfahrt. TLiA, XLI Jhrg., 1986, H. 8, S. 18

Die finanzielle Krisenlage in der zivilen Luftfahrt auf der Welt in den Jahren 1980÷1985 erfordert Methoden zur Behebung der Krise. Die Angaben entstammen der IATA angehörenden Fluggesellschaften.

GRUCHALSKI R.: Anwendung neuer Keramiken im Turbinenmotorenbau. TLiA, XLI Jhrg., 1986, H. 8, S. 20

In dem Aufsatz werden einige Richtungen der Versuchsarbeiten vorgestellt, die in bekannten westlichen Turbinenmotoren-Werken geführt werden und die Anwendung von neuen Sintern und keramischen Gussteilen im Turbinenbau zum Ziel haben. Es werden Ergebnisse der Festigkeitsuntersuchungen sowie Konstruktionslösungen angeführt.

KRÓLIKIEWICZ T.: Ingenieure als Autoren flugtechnischer Veröffentlichungen. TLiA, XLI Jhrg., 1986, H. 8, S. 22

In dem Aufsatz werden flugtechnische Veröffentlichungen in verschiedenen Zeitschriften und Büchern sowohl in — und ausländischer Herkunft in den letzten sechzig Jahren erörtert, deren Autoren Ingenieure sind.

## СОДЕРЖАНИЯ

СТАФЕЙ В.: Диапазон годографов планирования TLiA, т. 41, 1986 г., № 8, с. 3

Автор показывает практический метод представления характеристик плана для всех допускаемых величин полетной массы.

СТАНИСЛАВСКИ Е.: Исследование возможности избежания резонанса лопасти несущего винта вертолета изменением параметров лопасти (II). TLiA, т. 41, 1986 г., № 8, с. 5

Представлено влияние изменений массово-жесткостных характеристик лопасти на ее собственные частоты. Сравнивается чувствительность собственных частот по отношению к изменениям отдельных параметров лопасти.

ХОДОРОВСКИ Е., БИЛОУС В., ВАСЯК Е.: Усталостная прочность  $Z_{rj}$  мартенситных сталей с дисперсионно улучшенными свойствами (мараджинг) в воздухе и в активной в коррозионном отношении среде. TLiA, т. 41, 1986 г., № 8, с. 8

Статья дает сводку результатов усталостных испытаний сталей типа мараджинг с обозначениями H10I7K10M5Pr и H18K9M5TPr. Испытания проводились в воздухе и в коррозионной среде. Было обнаружено существенное снижение усталостной прочности  $Z_{rj}$  этих сталей в коррозионной среде.

МОРАВСКИ М., СЕРАФИН М.: Современные тенденции в мировой авиации. TLiA, т. 41, 1986 г., № 8, с. 18

Описана кризисная финансовая ситуация в гражданской авиации в мире в 1980÷1985 г. и методы борьбы с кризисом. Данные взяты из авиакомпаний принадлежащих к ИАТА.

ГРУХАЛЬСКИ Р.: Применение новых керамических материалов в постройке авиационных газотурбинных двигателей. TLiA, т. 41, 1986 г., № 8, с. 20

Статья посвящена некоторым направлениям исследований работ, проводимых известными западными фирмами, выпускающими авиационные газотурбинные двигатели, которые направлены на применение новых сплавов и отливок из керамических материалов в постройке турбин. Приводятся результаты прочностных испытаний и указываются конструктивные решения.

КРУЛИКЕВИЧ Т.: Инженеры как авторы публикации на тему авиации. TLiA, т. 41, 1986 г., № 8, с. 22

Статья посвящена публикациям на тему авиации, которые печатались разными журналами или выходили как книги в Польше в течение последних 60 лет, и которые написаны инженерами.

# lotnicza

## I ASTRONAUTYCZNA

Adres dla korespondencji:

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

Siedziba Redakcji:

ul. Bartycka 20, pok. 81

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

Wydawca

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

## SPIS TREŚCI

	Str.
A. Glass: Samoloty lekkie na lata dziewięćdziesiąte . . . . .	1
ZE ŚWIATA . . . . .	2
W Stafiej: Obszar biegunowych prędkości . . . . .	3
NOWOŚCI TECHNICZNE . . . . .	4
J. Stanisławski: Badanie możliwości uniknięcia rezonansu łopaty wirnika śmigłowca przez zmianę jej parametrów (I) . . . . .	5
NOWOŚCI TECHNICZNE . . . . .	7
J. Chodorowski, W. Biłous, J. Wasiak: Wytrzymałość zmęczeniowa Zr <sub>7</sub> stali martenzytycznych utwardzanych wydzieleniowo (maraging) w powietrzu i w środowisku korozyjnym . . . . .	8
KARTOTEKA TLiA: Dornier Do-228 . . . . .	11
Moravan Z-37T AgroTurbo . . . . .	13
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY: Sport lotniczy (II) . . . . .	15
POMOCE KONSTRUKCYJNE: Wnioski z eksploatacji . . . . .	16
POLSKIE PATENTY LOTNICZE . . . . .	17
M. Morawski, M. Serafin: Aktualne tendencje w lotnictwie światowym	18
R. Gruchalski: Zastosowanie nowych ceramik w budowie silników turbinowych . . . . .	20
T. Królikiewicz: Inżynierowie jako autorzy publikacji lotniczych (Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ) . . . . .	22
PROTOTYPY: Antonow An-124 Ruslan . . . . .	II okł.
PROJEKTY: Let L-610 . . . . .	II okł.
POLSKIE PATENTY LOTNICZE . . . . .	III okł.
WARUNKI PRENUMERATY na 1987 r. . . . .	III okł.
Na okładce: Samolot myśliwski Hawker-Hurricane I w 1940 r. w polskich dywizjonach 303, 315 i 306 — rys. K. Cieślak.	

## STRESZCZENIA

STAFIEJ W.: Obszar biegunowych prędkości. TLiA, t. XLI, 1986, nr 8, s. 3

Autor pokazuje praktyczną metodę przedstawienia charakterystyki szybowca dla wszystkich dopuszczalnych wartości masy w locie.

STANISŁAWSKI J.: Badanie możliwości uniknięcia rezonansu łopaty wirnika śmigłowca przez zmianę jej parametrów (II). TLiA, t. XLI, 1986, nr 8, s. 5

Przedstawiono wpływ zmian charakterystyk masowo-szywnościowych na częstotści własne łopaty. Porównano czułość częstotści własnych na zmiany poszczególnych parametrów łopaty.

CHODOROWSKI J., BIŁOUS W., WASIAK J.: Wytrzymałość zmęczeniowa Zr<sub>7</sub> stali martenzytycznych utwardzanych wydzieleniowo (maraging) w powietrzu i w środowisku korozyjnym. TLiA, t. XLI, 1986, nr 8, s. 8

W artykule przedstawiono wyniki badań zmęczeniowych stali typu maraging o znakach H10N7K10M5Pr i N18K9M5TPr prowadzonych w powietrzu i w środowisku korozyjnym. Badania wykazały znaczne obniżenie wytrzymałości zmęczeniowej Zr<sub>7</sub> tych stali w środowisku korozyjnym.

MORAWSKI M., SERAFIN M.: Aktualne tendencje w lotnictwie światowym. TLiA, t. XLI, 1986 nr 8, s. 18

Omówiono kryzysową sytuację finansową lotnictwa cywilnego na świecie w latach 1980-1985 oraz metody walki z kryzysem. Dane zaczerpnięto z towarzystw zrzeszonych w IATA.

GRUCHALSKI R.: Zastosowanie nowych ceramik w budowie silników turbinowych. TLiA, t. XLI, 1986, nr 8, s. 20

W artykule przedstawiono pewne kierunki prac badawczych prowadzonych w znanych zachodnich firmach lotniczych silników turbinowych, mających na celu zastosowanie nowych spieków i odlewów ceramicznych do produkcji turbin. Zamieszczono wyniki badań wytrzymałościowych i rozwiązań konstrukcyjnych.

KRÓLIKIEWICZ T.: Inżynierowie jako autorzy publikacji lotniczych. TLiA, t. XLI, 1986, nr 8, s. 22

W artykule omówiono publikacje lotnicze w różnych czasopiśmie i książkach lotniczych krajowych i zagranicznych w okresie sześćdziesięciolecia, których autorami są inżynierowie.

## CONTENTS

STAFIEJ W.: Speed polar curves area. TLiA, vol. XLI, 1986, No. 8, p. 3

A practical methods to present glider performance characteristics for all permissible values of glider airborne mass has been shown.

STANISŁAWSKI J.: Studies on the possibility to avoid resonance of a helicopter rotor blade by modification of its parameters (II). TLiA, vol. XLI, 1986, No. 8, p. 5

The influence of modifications in the mass-stiffness characteristics on natural frequencies of a rotor blade has been presented. A comparison between sensitivities of the natural frequencies to variations in individual parameters of the rotor blade has been made.

CHODOROWSKI J., BIŁOUS W., WASIAK J.: Fatigue strength Zr<sub>7</sub> of precipitation hardened martensitic steels (maraging) in air and in corrosive environment. TLiA, vol. XLI, 1986, No. 8, p. 8

Results of fatigue tests of maraging steels H10N7K10M5Pr and N18K9M5TPr carried out in air and in corrosive environment, have been given. The tests have shown significant decrease in fatigue strength Zr<sub>7</sub> of these steels in corrosive environment.

cd. na s. 23

## Errata!

W spisie treści (s. 24 ostatni wiersz) w nrze 7/86 TLiA zauważono błędną informację dot. okładki. Prawidłowa informacja powinna brzmieć: Na okładce: Samoloty Po-  
też XXV — rys. K. Cieślak



00-950 Warszawa  
skrytka pocztowa 1004  
ul. Biała 4

Redaktor naczelny:  
mgr inż. Andrzej Glass

Sekretarz Redakcji:  
Emilia Łazarewicz

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

Rada programowa:

Mgr inż. Z. Góruński, mgr inż. A. Glass, doc. dr inż. H. Grzegorzczak, mgr inż. J. Grzegorzewski (wiceprzew.), mgr inż. F. Gwiżdż, mgr inż. W. Jastrzęski, dr inż. T. Kostła, mgr inż. T. Królikiewicz (przewodniczący), mgr inż. K. Kunachowicz, doc. dr inż. J. Lamparski, dr inż. J. Lewitowicz, dr inż. K. Michalewicz, dr inż. M. Michalski, mgr inż. M. Mikłuszka, mgr inż. A. Milkiewicz, mgr inż. A. Miśtorek, mgr inż. Z. Olszański, mgr inż. M. Potapowicz, mgr inż. S. Trębacz, mgr inż. R. Zaremba

Zakłady Graficzne „Tamka”. Zakł. nr 1. W-wa. Zam. 0620-1300/86. Nakład 6650 egz.

Papier druk. sat. IV kl. 80 g. P-71. Cena pojedynczego egzemplarza zł 100.—  
Prenumerata roczna zł 1200.—

INDEKS 37909

**TABLICA 3.** Wyniki pomiarów zmęczeniowych stali H10N7K10M5Pr w środowisku korozyjnym (3% roztwór NaCl w wodzie)

Nr próbki	Naprężenie średnie $\sigma_m$ , MPa	Liczba cykli, N	Uwagi
1	600	13 100	pękła
2	500	64 500	pękła
3	400	224 200	pękła
4	370	424 100	pękła
5	350	519 400	pękła
6	340	1 427 400	pękła
7	330	7 843 800	pękła
8	320	10 000 000	nie pękła
9	320	10 000 000	nie pękła

**TABLICA 4.** Wyniki pomiarów zmęczeniowych stali N18K9M5TPr w powietrzu

Nr próbki	Naprężenie średnie $\sigma_m$ , MPa	Liczba cykli, N	Uwagi
1	860	10 320	pękła
2	710	63 510	pękła
3	610	111 490	pękła
4	600	142 380	pękła
5	570	501 530	pękła
6	550	1 028 340	pękła
7	540	10 000 000	nie pękła
8	540	10 000 000	nie pękła

próbki, a tym samym wydłużaniem się czasu, w którym próbka pozostaje pod działaniem środowiska korozyjnego (rys. 8). Na powierzchniach złomów widoczne są niewielkie wżery korozyjne będące jednocześnie ogniskami zmęczeniowymi.

**Wnioski**

Badane stale martenzytyczne utwardzane wydzieleniowo (produkcji krajowej) potwierdziły wysoką wytrzymałość zmęczeniową  $Z_{rj}$  tych materiałów w powietrzu, podobną do właściwości, jakie wykazują stale tego rodzaju produkcji

**TABLICA 5.** Wyniki pomiarów zmęczeniowych stali N18K9M5TPr w środowisku korozyjnym (3% roztwór NaCl w wodzie)

Nr próbki	Naprężenie średnie $\sigma_m$ , MPa	Liczba cykli, N	Uwagi
1	800	12 700	pękła
2	700	22 670	pękła
3	600	28 520	pękła
4	500	35 630	pękła
5	450	81 400	pękła
6	400	78 080	pękła
7	350	129 890	pękła
8	250	889 810	pękła
9	150	1 882 060	pękła
10	150	1 474 990	pękła
11	100	9 958 630	pękła

zagranicznej. Niższe właściwości zmęczeniowe wykazują one w środowisku korozyjnym, przy czym szczególnie dotyczy to stali o znaku N18K9M5TPr. Nie wyklucza to stosowania tej stali jako tworzywa konstrukcyjnego, gdyż zachowuje się ona podobnie jak i inne stale, np. konstrukcyjne wyższej jakości do ulepszania cieplnego, charakteryzujące się również wysoką skłonnością do pęknięcia zmęczeniowego w atmosferze wilgotnego powietrza lub bardziej agresywnych ośrodków (woda morską). Należy natomiast fakt ten uwzględnić przy projektowaniu elementów konstrukcji, pracujących zmęczeniowo w środowisku korozyjnym.

**LITERATURA**

1. A. BALUL, J. CHODOROWSKI: Stale konstrukcyjne wysokiej wytrzymałości typu maraging. *TLiA*, nr 7, 1974 r., s. 23-30.
2. C. G. BIEBER: *Metal Progress*, t. 78, 1980 r., s. 99-103.
3. Z. BOJARSKI, P. MATYJA: Stale maraging. *Hutnik*, nr 6, 1977 r., s. 283-287.
4. J. CHODOROWSKI, A. CISZEWSKI, T. RADOMSKI: Właściwości stali martenzytycznych utwardzanych wydzieleniowo (maraging). *TLiA*, nr 7, 1979 r., s. 9-14.
5. S. KOCANDA: Zmęczeniowe niszczenie metali. WNT, Warszawa, 1978 r.
6. A. BUCH: Zagadnienia wytrzymałości zmęczeniowej. PWN, Warszawa, 1964 r.
7. E. SITKO: Badania przyczyn pęknięcia wysokowytrzymałej stali konstrukcyjnej w warunkach działania naprężeń i czynników korozyjnych. Praca doktorska, Warszawa, 1980 r.
8. L. L. SHREIR: Korozja metali i stopów. WNT, Warszawa 1968 r.

**Warunki prenumeraty na 1987 r.**

**Prenumeratory zbiorowi** — jednostki gospodarki uspołecznionej, instytucje i organizacje społeczne zamawiają prenumeratę, dokonując wpłaty na blankiecie „polecenie przelewu” rozszerzonym dla potrzeb Wydawnictwa o część dotyczącą zamówienia. Blankiety te będą dostarczane przez Zakład Kolportażu.

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

Prenumerata ulgowa przysługuje wyłącznie osobom fizycznym członkom SNT, studentom i uczniom szkół zawodowych. Warunkiem prenumeraty ulgowej jest poświadczenie blankietu wpłaty (przed jej dokonaniem) na wszystkich odcinkach pieczęcią koła SNT, wyższej uczelni lub szkoły. Sposób zamawiania prenumeraty taki sam jak dla prenumeraty indywidualnej.

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

- Przedpłaty na prenumeratę przyjmowane są w terminach:
- do 10 listopada na I kwartał, I półrocze i cały rok następny,
  - do 28 lutego na II, III, IV kwartał i II półrocze,
  - do 31 maja na III, IV kwartał i II półrocze,
  - do 31 sierpnia na IV kwartał.

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

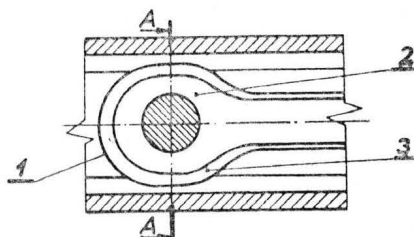
Egzemplarze archiwalne czasopism — można nabywać za gotówkę w Klubie Prasy Technicznej w Warszawie, ul. Mazowiecka 12, tel. 27-43-65 oraz w Dziale Handlowym Wydawnictwa ul. Bartycka 20, skr. poczt. 1004, 00-950 Warszawa, na rachunek dla instytucji, lub za zaliczeniem pocztowym dla osób fizycznych.

Cena prenumeraty: kwartalna normalna 390 zł, kwartalna ulgowa 120 zł, półroczna normalna 780 zł, półroczna ulgowa 240 zł, roczna normalna 1560 zł, roczna ulgowa 480 zł.

**POLSKIE PATENTY LOTNICZE**

● WSK PZL-Świdnik, Świdnik, Polska zgłosiła do Urzędu Patentowego PRL wynalazek pn.: Ciężno maszyny wirowej, zwłaszcza płasty wirnika nośnego lub śmigła ogonowego (wynalazcy: Zbigniew Paluch, Stefan Płowaś).

Wynalazek rozwiązuje zagadnienie skonstruowania ciężna pozwalającego na znaczne zmniejszenie średnicy czopa przegubu osiowego i uzyskanie wymaganej sztywności ramienia płasty, a ponadto umożliwiającego zmniejszenie poziomu naprężeń



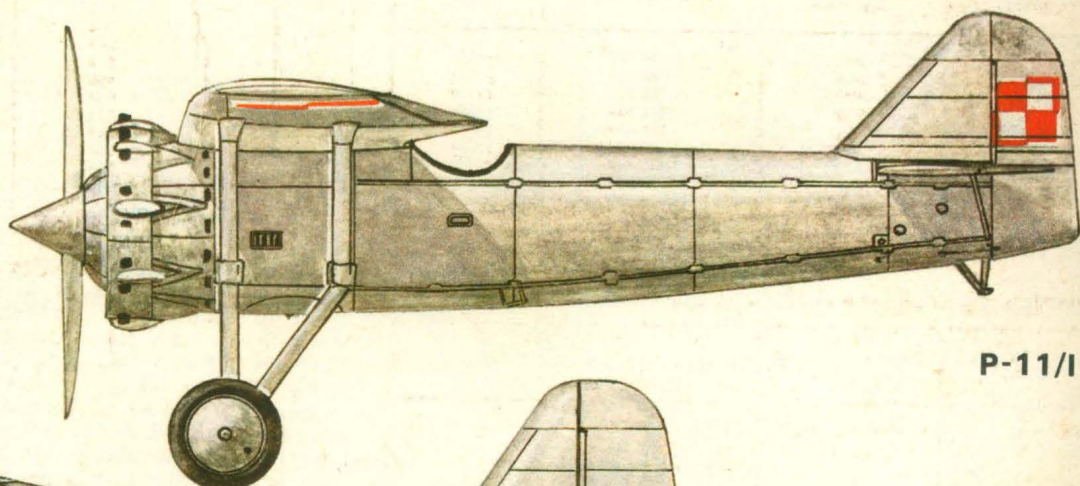
na krawędziach elementów zewnętrznych płasty.

Ciężno wg wynalazku charakteryzuje się tym, że elementy tworzące ucho ciężna 1 usytuowane są tak, że część elementów o mniejszym okryśle 2 umieszczona jest po obu stronach elementów o większym okryśle 3, tworząc ciężno wielostopniowe.

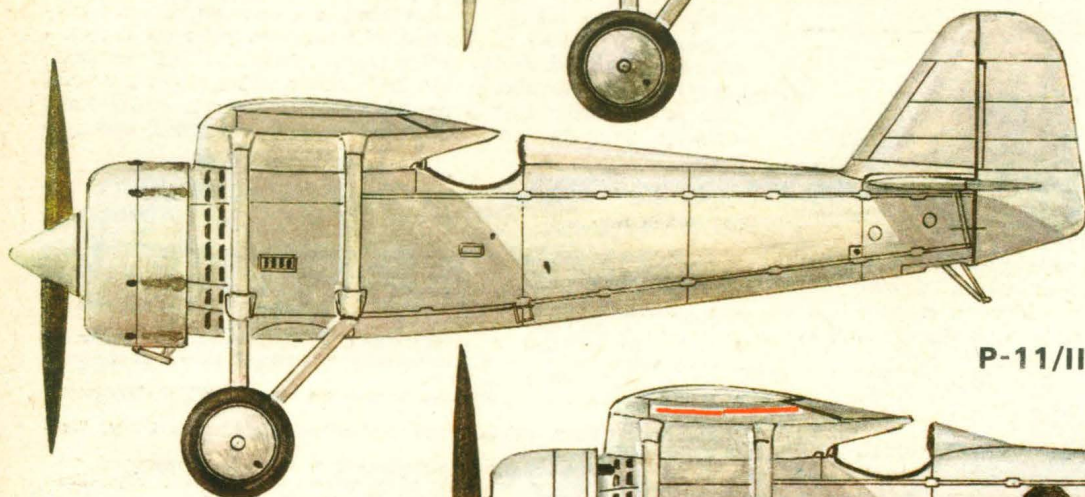
Skrót opisu wynalazku, chronionego 1 zastrzeżeniem, opublikowano w BUP nr 20/1985 r., w klasie B64C, pod nrem P.246843.



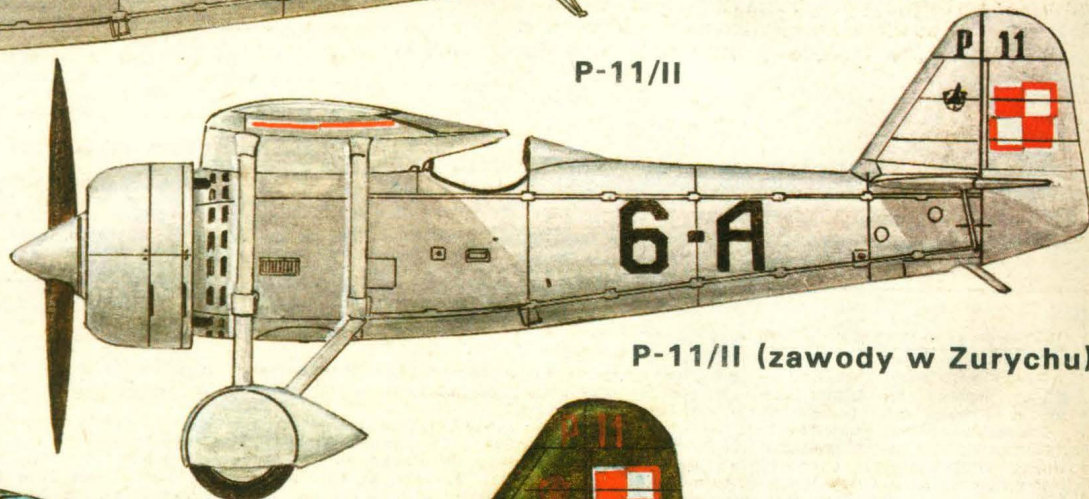
# Prototypy PZL P-11



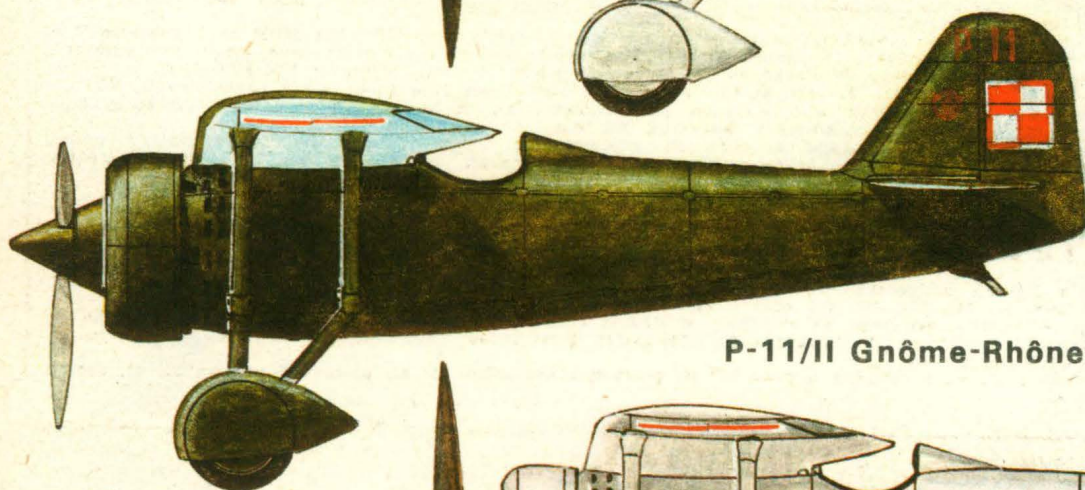
P-11/I



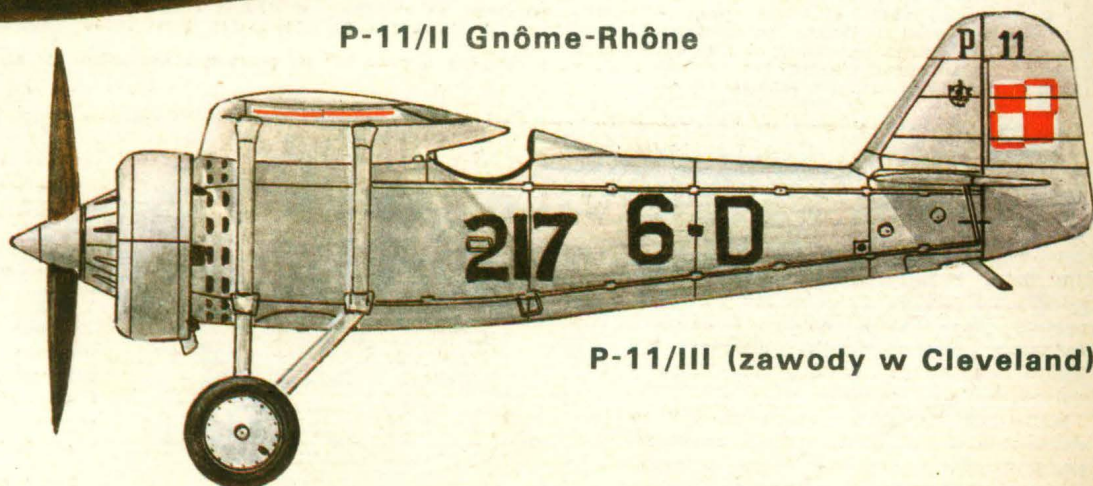
P-11/II



P-11/II (zawody w Zurychu)



P-11/II Gnôme-Rhône



P-11/III (zawody w Cleveland)