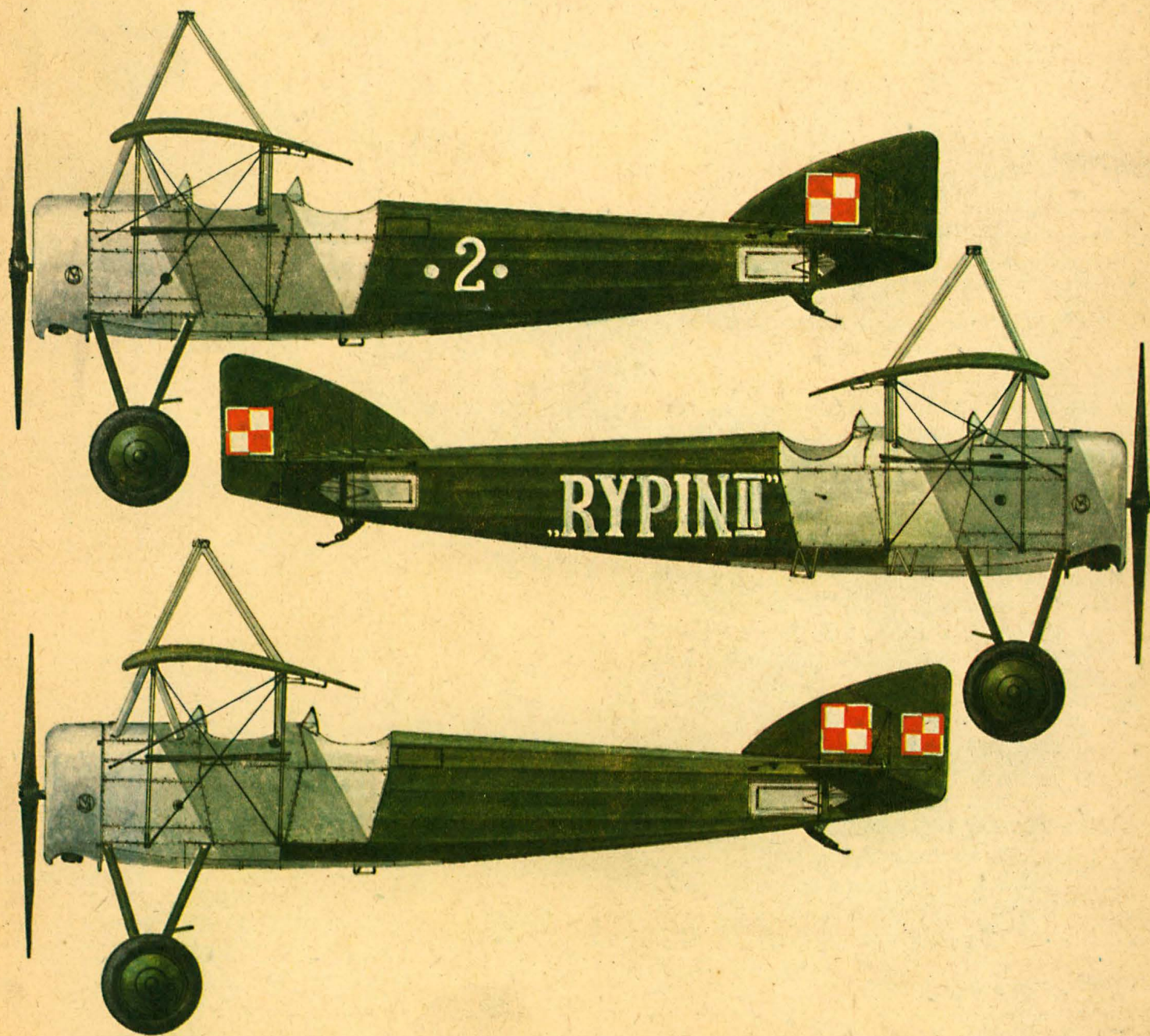


TECHNIKA

1'86

# lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



Cena zł 100,-  
ISSN 0040-1145

WYDAWNICTWO SIGMA

## Agusta A109K • Włochy •

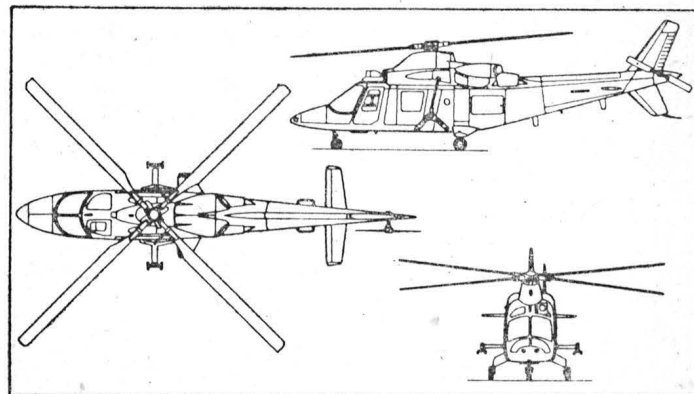
Lekki dwusilnikowy śmigłowiec wielozadaniowy

Agusta A109K jest nową wersją śmigłowca A109A Mk II opracowaną w celu spełnienia wymagań wojskowych użytkowników w krajach Środkowego Wschodu i Afryki, gdzie w wysokich temperaturach otoczenia i na wyższej położonych terenach udźwignąć wcześniejszych wersji A109 musiał być ograniczony. Silniki Allison 250-C20 zostały zastąpione silnikami Turbomeca Arriel 1K o mocy większej o 25%, co zapewniło wyjątkowo duży stosunek mocy do masy startowej śmigłowca. Silniki Arriel 1K mają moc startową i 30-minutową 522 kW (710 KM), 2,5-minutową moc nadzwyczajną 540 kW (735 KM) i maksymalną moc trwałą 437 kW (595 KM). Pojemność zbiorników paliwa wynosi 700 l.

Poza silnikami nowy śmigłowiec różni się od poprzednich wersji zastosowaniem stałego podwozia, które pozwoliło na zwiększenie prześwitu między kadłubem a ziemią, a tym samym na dociążenie śmigłowca; nowocześniejszą awioniką; przedłużoną o 40 cm nosową częścią kadłuba, mogącą pomieścić bogatsze wyposażenie; śmigłem ogonowym o nieco zmniejszonej średnicy. Krawędzie natarcia łopatek wirnika nośnego i śmigła ogonowego zostały zabezpieczone przed erozją niklowymi nakładkami. Śmigłowiec A109K może przewozić 7 uzbrojonych żołnierzy lub 4 pasażerów, 2 pacjentów na noszach i personel medyczny. Załoga jest dwuosobowa. W odmianie uzbrojonej zabiera na 4 uchwytach 4 pociski powietrze-ziemia TOW lub 6 pocisków HOT; dwa pojemniki z karabinem maszynowym 7,62 mm lub dwa pojemniki z 12 rakietami 70 mm lub 7 rakietami 81 mm. Celownik może być zamontowany w nosowej części kadłuba lub w dachu kabiny. Proponowana jest również odmiana ratownicza wyposażona w radar poszukiwawczy i w windę.

### Dane techniczne

Srednica wirnika nośnego	11,00 m
Długość z obracającymi się wirnikami	13,05 m
Wysokość	3,30 m
Rozstaw podwozia	2,45 m
Baza podwozia	3,54 m
Masa własna	1595 kg
Masa do startu maks.	2850 kg



Prędkość maks. n.p.m.	311 km/h
Prędkość przelotowa n.p.m. maks.	270 km/h
Wznoszenie maks.	9,2 m/s
Pułap praktyczny	6100 m
Pułap w zawisie bez wpływu ziemi	4660 m
Długość trwania lotu przy prędkości 246 km/h	3 h
Zasięg przebazowania	740 km w.K.

cd. ze s. 24

ŁAGOSZ M., SZCZECIŃSKI S.: Influence of design of turbine engines on flight safety. TLiA, vol. XLI, 1986, No. 1, p. 20

During operation of aircraft turbine engines, failures sometimes occur which consist in breaking off single rotor blades or larger parts of rotating components. These failures, as a rule, in hazard to flight safety and even may be a reason for an aircraft accident. An attempt has been made in this article to define, how some design features can affect the extent of damages to engines and, if this is the case, to fuselage of aeroplanes and helicopters in the event of break-down of this type.

MORGAŁA A.: PWS U-6 — the first design of an escort aeroplane with closed-type crew compartment. TLiA, vol. XLI, 1986, No. 1, p. 23

Construction of the cockpit canopy of the PWS U-6 aeroplane designed in 1934 has been presented.

### ZUSAMMENFASSUNGEN

Zivile Hubschrauber in China. TLiA, XLI Jhrg., 1986, H. 1, S. 3

Es werden durch die zivile Luftfahrt in China gekaufte Hubschrauber, in Lizenz gebaute Maschinen sowie neue Lizenzvorschlage dargestellt.

STAFIEJ W.: Bemerkungen über den Rück-

ckenflug eines Segelflugzeuges. TLiA, XLI Jhrg., 1986, H. 1, S. 4

Es werden die Belastungen der Segelflugzeuge bestimmt, mit denen voller Kunstflug ausgeführt werden kann. Die vorgestellten Schlüsse gelten für das Entwerfen von Segelflugzeugen, die für den Rückenflug zugelassen sind.

GRAFSTEIN J.: Die Fluguberwachungs- und Navigationsausrustung des Passagierflugzeuges BAe-146. TLiA, XLI Jhrg., 1986, H. 1, S. 7

In dem Aufsatz wird die Fluguberwachungs- und Navigationsausrustung des Passagierflugzeuges BAe-146 beschrieben, wobei besonders auf die Verteilung der einzelnen Geräte und ihre Funktionen während des Fluges hingewiesen wird. Es wird die Zusammenarbeit des Piloten mit diesen Geräten und ihren Signalisier- und Warnanlagen berücksichtigt.

LEWANDOWSKI J.: Vorschlag eines neuen Poolabkommens zwischen den Luftfahrtgesellschaften. TLiA, XLI Jhrg., 1986, H. 1, S. 18

Der Aufsatz stellt eine kurze Analyse über das gültige Handelsabkommen zwischen LOT und Aeroflot dar. Es werden die positiven Voraussetzungen für die Schaffung einer einzelnen Form eines Poolabkommens für die Fluggesellschaften der sozialistischen Länder vorgestellt. Der Autor gibt das System der gemeinsamen Kennziffern für die Transporteffektivitat sowie die in das Pool zugeführten Bestandteile der Gewinne und der Kosten an.

ŁAGOSZ M., SZCZECIŃSKI S.: Einfluss der Konstruktion von Turbinenmotoren auf die Flugsicherheit. TLiA, XLI Jhrg., 1986, H. 1, S. 20

Während des Betriebes von Turbinenflugmotoren treten Beschädigungen infolge Abbrechens einzelner Rotorschaukeln bzw. größerer rotierender Bauteile auf. Die Folgen dieser Beschädigungen beeinträchtigen allgemein die Flugsicherheit und können sogar zu einer Katastrophe führen. In dem Aufsatz wird versucht zu beurteilen, wie manche Konstruktionsmerkmale das Ausmass der Beschädigungen am Motor bzw. am Rumpf bei Flugzeugen und Hubschraubern beeinflussen.

MORGAŁA A.: PWS U-6 — der erste Entwurf eines Begleitflugzeuges mit Verkleidung der Besatzungskabine. TLiA, XLI Jhrg., 1986, H. 1, S. 23

Es wird die Konstruktion der Kabinenverkleidung für das 1934 entworfene Flugzeug PWS U-6 vorgestellt.

### СОДЕРЖАНИЯ

Гражданские вертолеты в Китае. TLiA, т. 41, 1986 г., № 1, с. 3

Описаны покупки вертолетов китайской гражданской авиацией, а также лицензионное производство новые предложения в области лицензий. СТАФЕЙ В.: Замечания о перевернутом полете планера. TLiA, т. 41, 1986 г., № 1, с. 4

Описаны нагрузки планеров, на которых разрешается выполнение высшего пилотажа. Даются выводы по теме проектирования планеров, выполняющих перевернутый полет.

ГРАФФСТЕЙН Е.: Пилотажно-навигационное оборудование на борту пассажирского самолета BAe-146. TLiA, т. 41, 1986 г., № 1, с. 7

Описано пилотажно-навигационное оборудование пассажирского самолета BAe-146, подробно указано размещение отдельных элементов этого оборудования и функции, которые они выполняют в полете. Описывается также использование пилотом систем сигнализации и предупреждения, связанных с этими системами.

ЛЕВАНДОВСКИ Я.: Предложение о новом договоре типа „роол“ между предприятиями воздушного транспорта. TLiA, т. 41, 1986 г., № 1, с. 18

Статья содержит краткий анализ действующего торгового договора между предприятиями ЛЕТ и Аэрофлот. Приведены положительные предпосылки для создания общего договора типа „роол“ между предприятиями воздушного транспорта социалистических стран. Автор представляет систему общих показателей эффективности перевозок, а также состав прибылей и расходов предприятий связанных с торговым договором.

ŁAGOSZ M., SZCZECIŃSKI S.: Влияние конструкции газотурбинных двигателей на безопасность полета. TLiA, т. 41, 1986 г., № 1, с. 20

Во время эксплуатации газотурбинных двигателей случаются аварии типа обрыва лопаток компрессора или турбины или даже больших частей таких узлов. Результаты таких аварий, как правило, угрожают безопасности полета, или даже могут стать причиной летного происшествия. В статье делается попытка оценить, каким образом некоторые конструктивные особенности влияют на размер повреждений двигателей и фюзеляжей самолетов и вертолетов при таких авариях.

MORGAŁA A.: ПВС У-6 — первый проект самолета сопровождения с закрытой кабиной для экипажа. TLiA, т. 41, 1986 г., № 1, с. 23

Описана конструкция фонаря кабины самолета ПВС У-6, спроектированного в 1934 г.



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ  
STOWARZYSZENIA  
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW  
MECHANIKÓW POLSKICH

XLI STYCZEŃ 1986

TECHNIKA

1'86

# lotnicza i ASTRONAUTYCZNA

## Modyfikacje, modyfikacje, modyfikacje...

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Fala modyfikacji opanowała przemysł lotniczy na świecie. Modyfikuje się samoloty, śmigłowce i szybowce. Ok. 25% wydatków na sprzęt lotniczy przeznaczane jest na modyfikacje. Dlaczego? Bo nie wszystko w statkach powietrznych starzeje się jednakowo szybko. Częściej nie jest to starzenie techniczne, lecz tzw. zużycie moralne, czyli utrata nowoczesności (zdystansowanie przez nowocześniejsze konstrukcje konkurencyjne). A co się modyfikuje, czyli wymienia na lepsze? To, co się najszybciej rozwija, czyli awionikę i silniki, zaś w konstrukcji płatowca to, co ulega uszkodzeniom zmęczeniowym. Skoro starzeniu się ulega tylko część elementów samolotu, śmigłowca czy szybowca, to nie powód, by kasować całą konstrukcję. Znacznie taniej ją zmodyfikować zastępując przestarzałe elementy nowymi, lepszymi. Pod określeniem „modyfikacja” rozumie się zazwyczaj ulepszanie samolotów czy innych statków powietrznych użytkowanych przez pewien czas i następnie ulepszanych przez użytkownika lub odsyłanych do przeróbki do wytwórni. Natomiast kolejne udoskonalenia wprowadzane w trakcie produkcji zazwyczaj nazywa się nowymi wersjami.

Wprowadzenie w USA i w Europie Zachodniej przepisów nie zezwalających na lądowanie na wielu lotniskach samolotów o zbyt wysokim poziomie hałasu podczas startu i lądowania zmusiło do modyfikacji wielu samolotów pasażerskich. Początkowo wyposażano silniki w tłumiki, obecnie modyfikuje się samoloty wymieniając silniki na cichsze. Ze względów ekonomicznych na wielu samolotach, np. Boeing 707, zastosowano silniki zużywające mniej paliwa. Na większości użytkowanych samolotów pasażerskich co pewien czas jest uzupełniane bądź wymieniane wyposażenie radionawigacyjne i radiolokacyjne. Często po modyfikacji starzejących się samolotów pasażerskich zmienia się ich przeznaczenie. Np. samoloty DC-8 są przerabiane na towarowe przy równoczesnej wymianie silników na cichsze i o mniejszym zużyciu paliwa. Na samolotach Boeing 707 na ogół już wymieniono silniki, a teraz część ich jest przerabiana na zbiornikowce. Samoloty Comet zostały przerobione na samoloty patrolowe i wczesnego ostrzegania Nimrod. Większość sa-

molotów wczesnego ostrzegania powstaje na świecie przez przeróbkę samolotów pasażerskich i transportowych. Samoloty transportowe Hercules były przerabiane w W. Brytanii na zbiornikowce. Natomiast z powodu pęknięć zmęczeniowych, spowodowanych umieszczeniem podwozia na kadłubie a silników na skrzydłach, w samolotach Hercules po 10 tys. h lotu wymieniano środkową część płata na ulepszoną.

Przykładem modyfikacji śmigłowca jest Bell OH-58 (Bell 206), który przerobiono na wersję OH-58D (AHIP — Army Helicopter Improvement Program). Argumentem przemawiającym za tą modyfikacją był fakt, że konstrukcja nowego śmigłowca trwałaby 10÷12 lat, zaś modyfikacja mogła być opracowana w ciągu 4 lat. W latach 1975÷1992 zostanie zmodyfikowanych 578 śmigłowców OH-58. Modyfikacja każdego egzemplarza będzie kosztowała 3 mln dol. Modyfikacja jest poważna, gdyż bez zmian pozostaje tylko kadłub z podwoziem. Wymienia się silniki, wirnik (dwułopatowy na czterołopatowy), wyposażenie pilotażowo-nawigacyjne (ekrany wielofunkcyjne zamiast przyrządów pokładowych), awionikę i wyposażenie bojowe. Śmigłowiec Bell AH-1T jest modyfikowany na wersję AH-1T Plus Super Cobra przez wymianę silników na zespół napędowy od śmigłowca SH-60B, co daje wzrost mocy o 65%.

Gdy w końcu lat siedemdziesiątych stwierdzono we Francji pęknięcia zmęczeniowe w spawanej konstrukcji odcinka dźwigara skrzydeł znajdującego się w kadłubie (tzw. mostu centralnego) na dwumiejscowych szybowcach szkolnych Bijave, to 100 szybowców zostało zmodyfikowanych przez wymianę odpowiedniego fragmentu konstrukcji. Natomiast u nas, gdy podobne zjawisko wystąpiło na spawanym moście centralnym szybowców dwumiejscowych Bocian uznano, że trzeba szybowce kasować, co dało w wyniku kryzysową sytuację w dziedzinie szybowców do szkolenia.

Im sprzęt jest droższy, tym łatwiej użytkownicy decydują się na modyfikację. Dlatego przeprowadza się najczęściej modyfikacji sprzętu wojskowego i pasażerskiego. Natomiast dość rzadko modyfikuje się samoloty sportowe i szybowce.



## CHINY

● Sekretarz Transportu USA wraz z jednym z senatorów podpisali podczas wizyty w Chińskiej Republice Ludowej, w sierpniu 1985 r., umowę o współpracy w dziedzinie lotnictwa. Obejmuje ona współpracę techniczną; utworzenie połączenia lotniczego między USA i ChRL realizowanego przez amerykańskie linie Northwest Airlines wraz z otwarciem biura tego przewoźnika w Bejdżing; a także lotnicze przewozy towarowe między obydwoma krajami. (Flight Int. 3976)

● Spółka South China Aero Technology (ChRL — Hong Kong) przeprowadziła modernizację samolotów Yun-7 (na bazie An-24) i Yun-12. Wersja Yun-7-100 ma nowe wyposażenie kabiny pasażerskiej (przy liczbie miejsc zmniejszonej z 52 do 48) i kabinę załogi — m.in. zamontowano przyrządy Rockwell-Collins; samolot kosztuje 1,25 mln dol. USA. Podobnie zmodernizowano Yun-12 (17-miejscowy turbośmigłowy dwusilnikowy samolot komunikacji lokalnej), który kosztuje teraz 150 tys. dol. (Flight Int. 3976)

● Podczas wizyty delegacji chińskiej w Indonezji, okazała ona duże zainteresowanie ewentualną produkcją licencyjną lub montażem hiszpańsko-indonezyjskiego samolotu komunikacji lokalnej nowej generacji CASA-Nurtanio CN-235. Przypomnijmy o rozmowach prowadzonych z Francją, która ma powierzyć podwykonawstwo realizacji programu samolotu tej samej klasy i generacji ATR-42. (Flight Int. 3975)



## GRECJA

● Po kłopotach z przestrzeganiem norm dotyczących bezpieczeństwa, IATA przywróciła prawa obsługi międzynarodowej portowi lotniczemu Aten — Hellenikon. (A. et C. 1056)



## INDIE

● 29 czerwca dostarczono pierwsze z zamówionych we Francji 40 myśliwców Mirage 2000. (A. et C. 1056)



## JAPONIA

● Rozwojowi nowego samolotu bojowego FSX przez Japonię (rozwój potrwa prawdopodobnie 10 lat) przeciwne są USA. (A. et C. 1057)

● 29 lipca 1985 r. oblatano pierwszy z czterech prototypów japońskiego odrzutowego samolotu treningowego Kawasaki T-4. Samolot napędzany jest dwoma silnikami turbinowymi Ishikawajima-Harima XF-3-30 o ciągu po 16,28 kN każdy, ma masę startową 7500 kg i może zabierać 4 bomby po 227 kg oraz pociski AIM-9 Sidewinder lub podwieszaną broń maszynową. Przewiduje się produkcję 200 samolotów T-4, które od 1986 r. zastąpią Lockheedy T-33 i Fuji T-1/B w Japońskich Siłach Powietrznych Samoobrony. (Flight Int. 3974 i 3975).



## JUGOSŁAWIA

● W sierpniu 1985 r. dostarczono liniom lotniczym JAT (Jugoslovenski Aerotransport) pierwsze z zamówionych samolotów Boeing 737-300 (wersja tzw. „miedzygeneracyjna”, sprzedawana po 24÷30 mln dol. USA). (AWaST 4/123).



## KOREA

● Powołano komisję rządową w celu utworzenia przemysłu lotniczego, który ma być wiodący i pełnić rolę strategiczną dla pozostałych dziedzin przemysłu. (A. et C. 1056)



## RFN

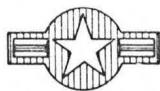
● Deutsche Lufthansa zamierza zastąpić swe Boeingi 727 „małymi” aerobusami A.320 (zamówiono 15 + 25) i Boeingami 737-300 (zamówiono 10 + 10). Boeing 727-200 (stara generacja, 106 miejsc) kosztuje 20 mln dol., Boeing 737-300 (miedzygeneracyjny, 128 miejsc) — 25 mln dol., a A.320 (nowa generacja, 150 miejsc) — szacuje się obecnie na 30 mln dol. (A. et C. 1056)

● Tygodnik *Der Spiegel* podał bilans katastrof samolotów taktycznych Panavia Tornado: 1 ustracono podczas prób, 7 podczas użytkowania w RAF (Wielka Brytania), 3 w Luftwaffe (RFN) i 1 w armii powietrznej Włoch. Cena jednego samolotu — 105 mln DM. (A. et C. 1056)



## SZWAJCARIA

● Nowa wersja lekkiego samolotu transportowego Pilatus PC-6/B2-H-4 będzie mieć masę użytkową większą o 570 kg, tj. 1300 kg, zaś masę startową większą o 600 kg, tj. 2800 kg. (A. et C. 1057)



## USA

● Przemysł lotniczy zarejestrował największe od końca lat sześćdziesiątych zatrudnienie — 1,2 mln osób. Notuje się jednak większy wzrost zatrudnienia w przemyśle kosmonautycznym i produkującym pociski rakietowe. (A. et C. 1057)

● Zarząd Lotnictwa Cywilnego (FAA) zalecił nowe procedury załadunku pasażerów i ładunków do samolotów. Przeciwdziałają one temu przewoźnicy, którzy uważają, że przedłuża to czas wykonywania tych operacji, co oczywiście pogarsza ekonomię. (A. et C. 1056)

● Montaż pierwszego prototypu samolotu transportu taktycznego McDonnell Douglas C-17 planowany jest na 1987 r., a oblot — na 1989 r. (A. et C. 1957)

● Do 26 czerwca ubr. wytwórnia Robinson Helicopter Company dostarczyła 500 śmigłowców R.22 (jest to bodaj najmniejszy śmigłowiec świata). (A. et C. 1057)



## WŁOCHY

● Konsorcjum Panavia, produkujące samoloty taktyczne Tornado (jest to konsorcjum międzynarodowe), gotowe jest zrealizować program przyszłego samolotu bojowego (FACE), o ile umowy z pozostałymi krajami nie podpisze Francja. (A. et C. 1057)



## W. BRYTANIA

● Tygodnik *The Economist* skrytykował postawę Francji odnośnie do programu przyszłego europejskiego samolotu bojowego (FACE). Zdaniem tygodnika, Francuzi chcą zbyt narzucać swe kryteria innym państwom i w tej sytuacji prawdopodobnie będą musieli rozwijać na swój użytek własny samolot. We Francji realizowany jest program takiego samolotu — Rafale. (A. et C. 1056)



## ZSRR

● Jak poinformowano, prowadzone są rozmowy na temat sprzedaży krajom zachodnim radzieckich technologii, mających zastosowanie w lotnictwie. Chodzi m.in. o ultradźwiękową obróbkę aluminium, łoczenie tytanu, łoczenie stali w formach podłużnych, z otworami do czynności obrotowych. (AWaST 3/123)

## OGÓLNE

● IATA zrzesza obecnie 136 przewoźników lotniczych — ostatnio afiliowano kolejnych czterech: nowozelandzkie linie Newmans Airways, włoskie Alisarda SpA., brytyjskie Executive Airways i japońskie Nippon Cargo Airlines. (A. et C. 1052)

● Seria ataków terrorystycznych dotknęła obiekty przewoźników lotniczych: bomby podłożono w portach lotniczych Frankfurtu, Rzymu, Madrytu, w biurach obsługi linii lotniczych British Airways, TWA i Alia. Wg tygodnika *Aviation Week and Space Technology*, ataki terrorystyczne wpływają na zakup samolotów przez przewoźników. (A. et C. 1056, ZiW, AWaST)

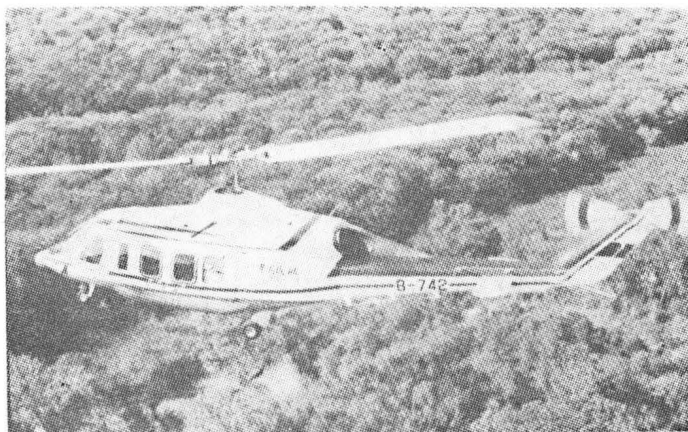
● Starzeją się samoloty użytkowane przez przewoźników. Jak obliczono w IATA, przeciętny wiek samolotów użytkowanych przez linie lotnicze zrzeszone w IATA wynosił w 1982 r. 9,9 r., w 1983 r. — 10,2 r., a w 1984 r. — już 10,8 r. Na 3707 samolotów użytkowanych przez członków IATA, 400 ma ponad 18 lat. (A. et C. 1056)

# Śmigłowce cywilne w Chinach

Chiński przemysł lotniczy od lat produkuje w Harbinie licencyjne śmigłowce Mi-4. Rozwój morskich naftowych wież wiertniczych spowodował wzrost zapotrzebowania na mniejsze śmigłowce. W związku z tym w 1980 r. centrala eksportowo-importowa CATIC (China Aerotechnology Import and Export Corp.) zawarła umowę z francuską wytwórnią Aerospatiale na licencyjną produkcję śmigłowców Dauphin. Pierwszy egzemplarz Dauphin zmontowany w Harbinie był zademonstrowany w Pekinie w lutym 1982 r. Według założeń produkcja miała być opanowywana stopniowo, od montażu gotowych zespołów do produkcji śmigłowców z elementami całkowicie wykonywanych w Chinach. W latach 1982÷1986 miało być zmontowanych 50 śmigłowców SA-365N Dauphin, zaś 51. miał być całkowicie wykonany w Chinach. Równocześnie została podjęta produkcja licencyjna silników Arriel do tego śmigłowca. Okazało się jednak, że dość precyzyjna produkcja Dauphin nie została opanowana w planowanym terminie. W ciągu trzech lat produkcji w Harbinie zmontowano tylko 12 śmigłowców, z których żaden nie jest stosowany do obsługi wież wiertniczych. Trzy z nich stoją w bazie obsługi wież wiertniczych w Shenzen, niedaleko Hongkongu. Jednym z problemów jest mały zasięg śmigłowca (wiele wież znajduje się w odległości 400 km od brzegu). Z tego powodu spadło zainteresowanie użytkowników tym śmigłowcem. W tej sytuacji nie jest realne szybkie przejście do produkcji Dauphin z elementów produkcji chińskiej. Jedną z przyczyn trudności w produkcji było prze-

TABLICA 2. Eksport śmigłowców do Chin

Nazwa	Lata	Liczba egz.	Wartość, mln dol.
<b>Aerospatiale:</b>			
— Alouette III	1969	25	...
— Lama	1980	4	...
— Super Frelon	1973	13	...
— Puma i Super Puma	1982	4	29,3
— Dauphin 2	1982 ÷ 1984	20	
<b>Bell:</b>			
— Bell 212	1980 ÷ 1982	8	32,8
— Bell 412	1982	1	
— Bell 214ST	1982 ÷ 1984	4	
<b>Sikorsky:</b>			
— S-76	1980 ÷ 1984	5	74,1
— S-70C	1983 ÷ 1984	...	
... — brak danych			



Rys. 1. Bell 214ST, jeden z czterech wynajętych Chinom



Rys. 3. Sikorsky S-70C demonstrowany w Tybecie



Rys. 2. Sikorsky S-76 w Chinach

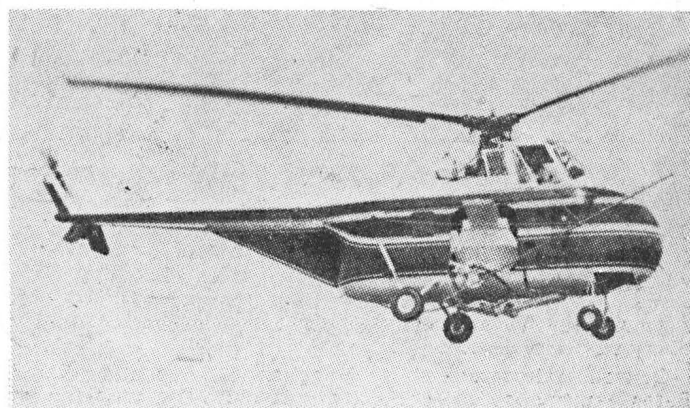
kazanie kontroli technicznej zbyt mało doświadczonym pracownikom wytwórni w Harbinie. Warto zauważyć, że chiński przemysł lotniczy nie po raz pierwszy ma trudności z uruchomieniem produkcji licencyjnej. Np. od zakupienia licencji na samolot Tu-16 do oblotu pierwszego samolotu licencyjnego minęło 10 lat.

W latach 1979÷1982 amerykańska wytwórnia Bell sprzedała Chinom 9 śmigłowców Bell 212, a następnie wynajęła 4 śmigłowce Bell 214ST. Wytwórnia ta czyni starania o umieszczenie w Chinach licencyjnej produkcji śmigłowca Bell 214ST, lecz strona chińska wymaga gwarancji na możliwość eksportu wyprodukowanych przez siebie śmigłowców.

Wytwórnia amerykańska Sikorsky sprzedała 6 śmigłowców Sikorsky S-76 oraz zademonstrowała w Chinach wersję cywilną śmigłowca wojskowego oznaczoną S-70C. Tym śmigłowcem transportowym zainteresowani są rozmaici użytkownicy śmigłowców. Na najbliższe 5 lat Sikorsky przewiduje sprzedaż 25÷35 śmigłowców S-76 do Chin.

Angielskie przedsiębiorstwo British Airways Helicopter obsługuje w Chinach wieże wiertnicze używając trzech śmigłowców Sikorsky S-61.

Obecnie do obsługi wież wiertniczych używanych jest w



Rys. 4. Orlando (Sikorsky) S-55 Bearcat proponowany Chinom

cd. na s. 4

TABLICA 1. Śmigłowce obsługujące wieże wiertnicze w Chinach

Nazwa	Chiny Płd.	Chiny Płn.	Razem
Aerospatiale Puma	2	1	3
Aerospatiale Super Puma	1	—	1
Bell 212	4	4	8
Bell 412	1	—	1
Bell 214ST	8	—	8
Sikorsky S-76	3	2	5
Sikorsky S-61	3	—	3
<b>Razem</b>	<b>22</b>	<b>7</b>	<b>29</b>

# Uwagi o locie odwróconym szybowca

Dr inż. WIESŁAW STAFIEJ  
PZL-Bielsko

Szybowce, które są projektowane zgodnie z wymaganiami kategorii obciążeniowej A (akrobacyjne) międzynarodowych przepisów budowy OSTIV względnie JAR-22 (te ostatnie obowiązują w krajach Europy zachodniej) dopuszczalne są do wykonywania figur akrobacji pełnej. Figury te wywołują stany obciążeń realizujące dodatnie i ujemne wartości współczynników obciążenia o wielkościach wyznaczonych przez obwiednię obciążeń sterowanych.

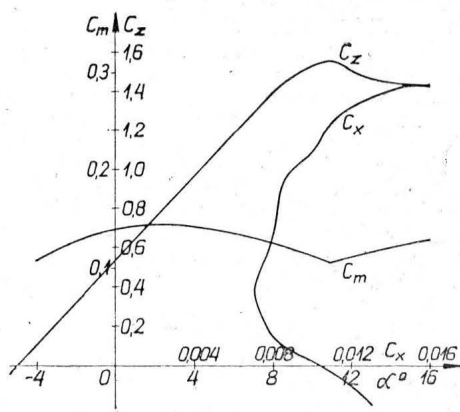
Wprowadzanie akrobacji do większości figur odbywa się z lotu ustalonego normalnego, określonego współczynnikiem obciążenia  $n_o = 1,0$ . Dla szybowców dopuszczonych do wykonywania akrobacji pełnej jednym z możliwych stanów jest ustalony lot odwrócony (plecowy) określony współczynnikiem obciążenia  $n_o = -1,0$ .

Ponieważ ustalony lot plecowy charakteryzują parametry odmienne niż w locie normalnym, wymaga on oddzielnej analizy jako jeden z elementów obliczeniowej dokumentacji szybowca.

## Aerodynamika profilu w locie plecowym

Pogoń za coraz to lepszymi wynikami sportowymi w zawodach lub dążenie do poprawienia aktualnych rekordów odsunęły zagadnienie akrobacji szybowcowej na dalszy plan, natomiast tendencje sportowe, mające ogromną siłę przebiecia, narzuciły aerodynamikom kierunek prac badawczych. Uwagę zwrócono na problem poprawy osiągnięć szybowców przez projektowanie profili szybowcowych o zminimalizowanych oporach i względnie wysokiej wartości maksymalnego współczynnika siły nośnej. Ponieważ do celów zawodniczych wykorzystywany jest lot normalny, charakterystyki profilowe dla ujemnych wartości współczynnika siły nośnej przestały być dla aerodynamików interesujące. Publikowane w katalogach profile przeznaczone na potrzeby szybownictwa są więc badane pod względem nośności dodatniej i w charakterystycznym dla szybowców przedziale liczb Reynoldsa.

Przykładem takiej charakterystyki jest wykres współczynników aerodynamicznych dla profilu Wortmanna FX-61-168 uzyskanych przy  $Re = 1,5 \times 10^6$  (rys. 1).



Rys. 1. Charakterystyka tunelowa profilu FX-61-168 przy  $Re = 1,5 \times 10^6$

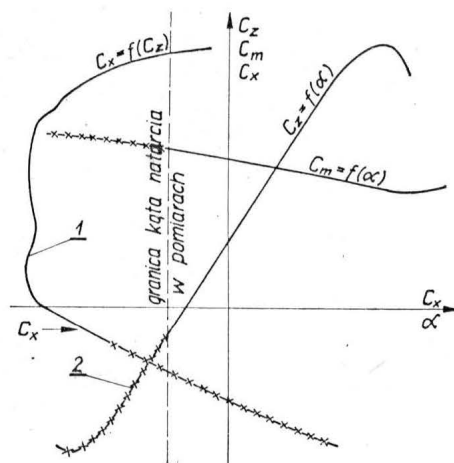
cd. ze s. 3

Chinach 29 śmigłowców (tabl. 1). Zapotrzebowanie na śmigłowce do tego celu jest kilkakrotnie większe. Obecnie rozważany jest ponadto zakup śmigłowców do obsługi turystów zagranicznych, którzy chcieliby obejrzeć Wielki Chiński Mur z powietrza. W tym celu potrzebne będzie 10÷20 śmigłowców dziesięciomiejscowych.

Ostatnio mieszcząca się w Hongkongu firma amerykańska Bates zaproponowała chińskiemu lotnictwu cywilnemu nabycie licencji na śmigłowce Orlando S-55 Bearcat, tzn. Sikorski S-55, który nie jest produkowany od 20 lat, a powstał w 1949 r. Śmigłowiec zabiera 10 pasażerów, a jego cena ma

Charakterystyka ta nie pozwala na określenie zachowania się szybowca w przypadku odwrócenia go do lotu plecowego, ponieważ:

- znane jest pochylenie charakterystyki woporowej tylko w jej prostoliniowym przebiegu,
- nie wiadomo, do jakiej wartości ujemnego współczynnika siły nośnej charakterystyka ta pozostaje prostoliniowa,
- ponadto nieznaną są:



Rys. 2. Charakter ekstrapolacji charakterystyki: 1 — pomiar, 2 — ekstrapolacja

- zmianę pochylenia charakterystyki przy zbliżaniu się do ujemnego krytycznego kąta natarcia,
- wartość ujemnego krytycznego kąta natarcia,
- wartość minimalnego współczynnika siły nośnej,
- przebieg wartości współczynników oporu dla ujemnych wielkości współczynników siły nośnej,
- przebieg wartości współczynnika momentu profilu dla ujemnych wielkości współczynnika siły nośnej.

Gdy konstruktor jest zmuszony do analizy lotu odwróconego, znajduje się w sytuacji wymagającej odtworzenia ujemnej gałęzi charakterystyki (przynajmniej woporowej) w sposób przybliżony. Pomocą mogą być tutaj wytyczne zawarte w przepisach budowy szybowców, a także analogie do charakterystyk badanych w całym zakresie kątów natarcia (dodatnich i ujemnych).

Zalecenia przepisów wymagają, aby wartość  $C_{z \min} \leq -0,8$ . Zmianę pochylenia charakterystyki w okolicy ujemnego krytycznego kąta natarcia można ustalić, przyjmując podobieństwo do przebiegu dla dodatnich kątów natarcia.

Ekstrapolacja współczynników oporu i momentu profilu jest praktycznie niemożliwa. Trzeba więc ją przyjąć w przybliżeniu w sposób podobny do przebiegów dla innych profili badanych w pełnym zakresie kątów natarcia, z pełną świadomością popełnianego błędu. Dopiero próby w locie, w trakcie których można dokonać pomiarów biegunowej prędkości w locie plecowym, pozwalają na weryfikację przyjętych charakterystyk.

Charakter ekstrapolacji pokazano szkiecowo na rys. 2.

wynosić 250 tys. dol. Koncepcja tego przedsięwzięcia jest następująca. Produkcja Dauphin jest tak trudna jak produkcja Mercedesa, natomiast produkcja S-55 jest tak prosta jak Volkswagena. Jeśli potrzebny jest tani koń roboczy, to trzeba sięgnąć do konstrukcji z poprzednich lat. Zainteresowanie propozycją jest duże. Produkcja licencyjna w Chinach ma się rozpocząć od montażu gotowych elementów. Po 10 latach w Chinach ma być wykonywane 90% elementów.

(Na podstawie: J. Proctor. China's Helicopter Industry: The sleeping Dragon awakens, Rotor Wings 6/1985 — opracował mgr inż. A. Glass)

## Równowaga podłużna

Równowagę podłużną szybowca charakteryzują głównie: przebieg współczynnika momentu pochylającego szybowiec bez siły na usterzeniu wysokości oraz przebieg kątów wychylenia steru wysokości w celu zapewnienia równowagi podłużnej; obie wielkości w funkcji współczynnika siły nośnej.

Współczynnik momentu pochylającego szybowiec bez siły na usterzeniu wysokości względem środka masy szybowca w locie (rys. 3) określa zależność:

$$C_{mbu} = C_{m25} + C_{mk} - C_n \frac{t}{l_o} - C_t \frac{n}{l_o} \quad (1)$$

gdzie:

- $C_{m25}$  — współczynnik momentu skrzydła względem punktu leżącego w 25% średniej cięciwy odniesienia,
- $C_{mk}$  — współczynnik momentu kadłuba,
- $C_n$  — współczynnik siły normalnej na płacie,
- $C_t$  — współczynnik siły stycznej na płacie,
- $t$  — odległość siły normalnej od środka masy szybowca,
- $n$  — odległość siły stycznej od środka masy szybowca,
- $l_o$  — średnia cięciwa odniesienia.

Przebieg zmiany współczynnika momentu pochylającego  $C_{mbu}$  dla pełnego zakresu współczynników siły nośnej, wyznaczony dla przykładowego szybowca, scharakteryzowanego w tabl. 1, pokazano na rys. 4. W locie plecowym pojawiają się wyższe wartości współczynnika  $C_{mbu}$  niż w locie normalnym. Ilustruje to rys. 5, na którym ujemny kierunek siły nośnej na płacie powoduje dodawanie się członu  $C_n \frac{t}{l_o}$

z wartościami  $C_{m25}$  i  $C_{mk}$ .

Moment pochylający szybowiec bez siły na usterzeniu wysokości jest równoważony przez moment od siły na usterzeniu, czyli:

$$C_{mbu} \cdot S \cdot q \cdot l_o + P_{Ho} \cdot L_H = 0 \quad (2)$$

gdzie:

- $S$  — powierzchnia nośna płata,
- $q$  — ciśnienie dynamiczne,
- $P_{Ho}$  — siła na usterzeniu wysokości w stanie równowagi podłużnej,
- $L_H$  — ramię siły  $P_{Ho}$  względem środka masy szybowca.

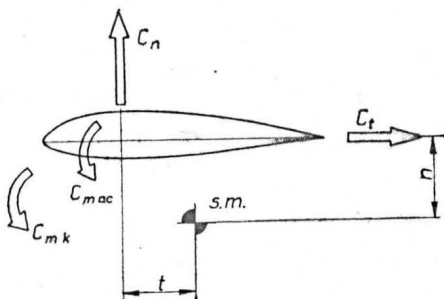
Z zależności (2) wynika wielkość siły na usterzeniu wysokości dla zapewnienia równowagi podłużnej:

$$P_{Ho} = -C_{mbu} \cdot S \cdot q \cdot \frac{l_o}{L_H} \quad (3)$$

Wielkości tych sił dla charakterystycznych punktów obwiedni obciążen sterowanych, dla przykładowego szybowca, pokazano na rys. 6. Wielkości wymiarujące pojawiają się w przypadku lotu odwróconego (punkty E i G krzywej obciążen sterowanych) zarówno dla przedniego, jak i dla tylnego położenia środka masy szybowca.

Zmiany siły na usterzeniu wysokości są wynikiem zmian kąta natarcia na usterzeniu:

$$P_H = a_H \cdot a_H \cdot q \cdot S_H \quad (4)$$



Rys. 3

- $a_H$  — pochylenie linii wyporu na usterzeniu wysokości,
- $\alpha_H$  — kąt natarcia na usterzeniu wysokości,
- $S_H$  — powierzchnia usterzenia wysokości.

Kąt natarcia na usterzeniu wysokości określony jest zależnością:

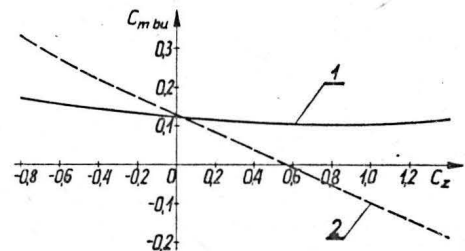
$$a_H = \alpha - \varepsilon + \delta_H + k_H \cdot \beta_H \quad (5)$$

gdzie:

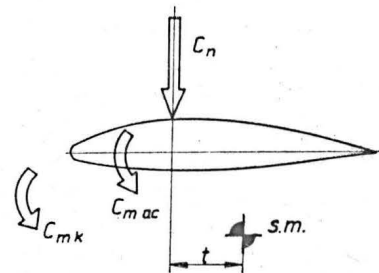
- $\alpha$  — kąt natarcia na płacie,
- $\varepsilon$  — kąt odchylenia strug w okolicy usterzenia wysokości,

TABLICA 1. Parametry konstrukcyjne przykładowego szybowca dwumiejscowego

Parametr	Wielkość	
Rozpiętość płata	$b = 16,5 \text{ m}$	
Powierzchnia nośna	$S = 18 \text{ m}^2$	
Profil skrzydła	FX-61-168	
Średnia cięciwa odniesienia skrzydła	$l_o = 1,1 \text{ m}$	
Maks. masa szybowca w locie	$m = 540 \text{ kg}$	
Powierzchnia usterzenia wysokości	$S_H = 2,8 \text{ m}^2$	
Profil usterzenia wysokości	NACA 64,012	
Położenie środka masy szybowca w locie	skrajnie przednie	skrajnie tylne
Odległość środka masy od noska średniej cięciwy odniesienia (% cięciwy)	20%	45%
Ramię siły na usterzeniu wysokości względem środka masy szybowca	$L_H = 4,5 \text{ m}$	$L_H = 4,2 \text{ m}$



Rys. 4. Współczynnik momentu pochylającego bez siły na usterzeniu wysokości: 1 — przednie położenie środka masy, 2 — tylne położenie środka masy



Rys. 5

- $\delta_H$  — kąt zaklinowania usterzenia w stosunku do płata,
- $k_H$  — gradient zmiany kąta natarcia na usterzeniu po wychyleniu steru wysokości,
- $\beta_H$  — kąt wychylenia steru wysokości.

Korzystając z warunków (4) i (5), równanie równowagi podłużnej (2) przybiera postać:

$$C_{mbu} \cdot S \cdot q \cdot l_o + a_H (\alpha - \varepsilon + \delta_H + k_H \cdot \beta_H) S_H \cdot q \cdot L_H = 0 \quad (6)$$

skąd wielkość kąta wychylenia steru wysokości dla zapewnienia równowagi podłużnej wynosi:

$$\beta_{Hr} = \frac{C_{mbu} \cdot S \cdot l_o}{a_H \cdot S_H \cdot L_H} + \alpha - \varepsilon + \delta_H \quad (7)$$

i jest funkcją wartości współczynnika siły nośnej. Przebieg zależności  $\beta_{Hr} = f(C_z)$  dla przykładowego szybowca pokazano na rys. 7.

W locie plecowym, jak widać z wykresu, potrzebne są duże dodatnie wychylenia steru wysokości.

## Podmuchy w locie odwróconym

Szybowiec, lecąc na plecach, może napotkać na podmuch pionowy. Wielkość współczynnika obciążenia działającego na szybowiec w momencie pojawienia się podmuchu wynosi:

$$n = n_o \pm \Delta n \quad (8)$$

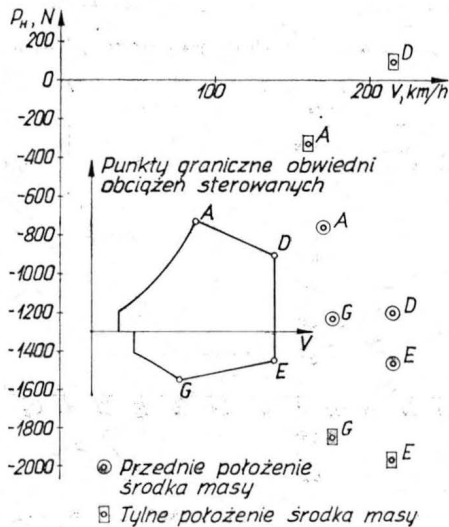
gdzie:

- $n_o = +1$  dla lotu normalnego oraz  $-1$  dla lotu plecowego,

$$\Delta n = \frac{1}{2} k_p \cdot \rho_0 \cdot \frac{a}{p_s} \cdot U \cdot V \quad (9)$$

$k_p$  — współczynnik złagodzenia podmuchu,  
 $\rho_0$  — gęstość powietrza na poziomie morza,  
 $a$  — pochYLENIE charakterystyki wyporowej płata,  
 $p_s$  — obciążenie powierzchni nośnej płata,  
 $U$  — intensywność podmuchu,  
 $V$  — prędkość lotu.

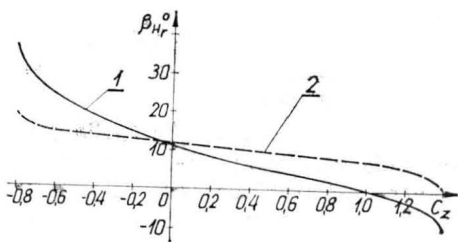
W locie plecowym  $n_0 = -1$  znajduje odzwierciedlenie w przebiegu prostych podmuchu na obwiedni obciążeń (rys. 8). Linie te dla lotu normalnego wychodzą z punktu  $V=0$  i  $n_0 = +1$ , natomiast dla lotu plecowego z punktu  $V=0$  i  $n_0 = -1$ .



Rys. 6. Siły na usterzeniu wysokości w stanach równowagi podłużnej, dla charakterystycznych punktów obwiedni obciążeń sterowanych: punkty A, D — lot normalny, punkty G, E — lot plecowy

Na wykresie  $n = f(V)$  pokazano przebieg linii dla podmuchu o intensywności  $U = \pm 7,5$  m/s, stanowiącego umowną granicę pomiędzy atmosferą spokojną i burzliwą. Jeśli szybowiec ma być dopuszczony do lotu plecowego w atmosferze spokojnej, musi być sprawdzony wytrzymałościowo na obciążenia wynikające z podmuchów do  $\pm 7,5$  m/s.

Ponieważ nomenklatura podmuchów dotyczy układu związanego z ziemią (podmuch dodatni działa do góry, podmuch ujemny — w kierunku do ziemi), natomiast krzywa obciążeń dotyczy układu związanego z szybowcem, następuje zamiana znaków podmuchu w stosunku do lotu normalnego.



Rys. 7. Kąty wychylenia steru wysokości w stanach równowagi podłużnej: 1 — przednie położenie środka masy, 2 — tylne położenie środka masy

Zależnie od przyjętej wielkości dopuszczalnej prędkości lotu odwróconego  $V_{NE ODW}$ , podmuch o intensywności 7,5 m/s może wywołać współczynnik obciążenia wyższy od określonego przez obwiednię obciążeń sterowanych. Dla przykładowego szybowca (rys. 8) przypadek taki zachodziłby przy przyjęciu  $V_{NE ODW} \geq 160$  km/h.

### Obciążenia usterzenia wysokości

Obciążenia usterzenia wysokości w locie plecowym wywołane są podmuchami oraz brutalnym sterowaniem, przy czym to ostatnie daje wymiarujące wartości sił. Siła powstająca na usterzeniu wysokości przy brutalnym sterowaniu jest sumą siły statycznej w stanie równowagi przy  $n_0 = +1$  w locie normalnym i  $-1$  w locie plecowym, określonej zależnością (3) oraz przyrostu siły wywołanej brutalnym wychyleniem steru:

TABLICA 2. Wielkość obciążeń usterzenia wysokości w przypadkach brutalnego sterowania w locie normalnym i odwróconym (plecowym)

Brutalne sterowanie przy prędkości	Lot	Przednie położenie środka masy	Tylne położenie środka masy
		$P_H, N$	
$V_A$	normalny	-4450	-4078
$V_D$		-4179	-3712
$V_A$	odwrócony	-4661	-4695
$V_D$		-3870	-1178

$$P_H = P_{H_0} + \Delta P_H \quad (10)$$

Przyrost ten wynosi:

$$\Delta P_H = a_H \cdot S_H \cdot k_H \cdot \Delta \beta_H \quad (11)$$

gdzie:

$$\Delta \beta_H = \beta_{H_k} - \beta_{H_r}$$

$\beta_{H_k}$  — graniczne konstrukcyjne wychylenie steru wysokości do góry i do dołu (do ograniczników w układzie sterowania),

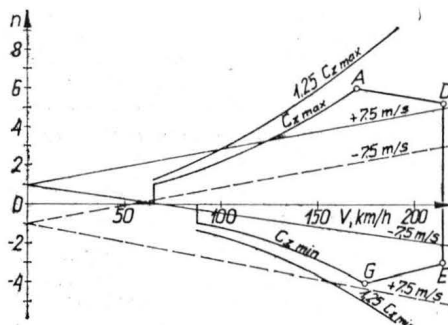
$\beta_{H_r}$  — zgodnie z zależnością (7).

Przepisy budowy szybowców wymagają rozpatrzenia przypadków:

— pełnego przyrostu wychylenia  $\Delta \beta_H$  przy prędkości lotu  $V_A$ ,

— 1/3 pełnego przyrostu wychylenia przy prędkości lotu  $V_D$ .

Zestawienie sił wywołanych brutalnym sterowaniem, dla przykładowego szybowca, w locie normalnym i odwróconym podano w tabl. 2. Wielkości sił wskazują, iż obciążenie wymiarujące powstaje w przypadku lotu plecowego z prędkością  $V_A$  oraz przy tylnym położeniu środka masy szybowca.



Rys. 8. Obwiednia obciążeń

### Wnioski

W przedstawionych rozważaniach omówiono te aspekty lotu plecowego, które w sposób istotny wpływają na charakterystykę obciążeniową szybowca. Na ich podstawie można wysnuć wnioski odnośnie do projektowania szybowca certyfikowanego w kategorii obciążeniowej A w stosunku do lotu odwróconego:

● Dobór profilu skrzydła powinien opierać się na danych tunelowych pomierzonych w pełnym zakresie dodatnich i ujemnych kątów natarcia.

● W równowadze podłużnej niezbędne jest przeanalizowanie stanów lotu odwróconego nie tylko ze względu na lot ustalony, ale także w celu wyznaczenia obciążeń od podmuchów i brutalnego sterowania.

● Obwiednia obciążeń od podmuchów wymaga naniesienia linii podmuchów z wyjściowego punktu  $V=0$  oraz  $n_0 = -1$ .

● W locie plecowym przypadki brutalnego sterowania sterem wysokości mogą być wymiarujące dla struktury płatowca.

● Z przedstawionych rozważań nasuwa się wniosek, iż konieczna jest także analiza stateczności w locie odwróconym, jednakże ze względu na obszerność tematu wymaga on oddzielnego opracowania.

### LITERATURA

1. D. ALTHAUS, F. X. WORTMANN: Stuttgarter Profilkatalog I, F. Vieweg & Sohn, Braunschweig, 1981.
2. OSTIV Airworthiness Requirements for Sailplane, 1976.
3. Joint Airworthiness Requirements JAR-22, Cheltenham, 1980.



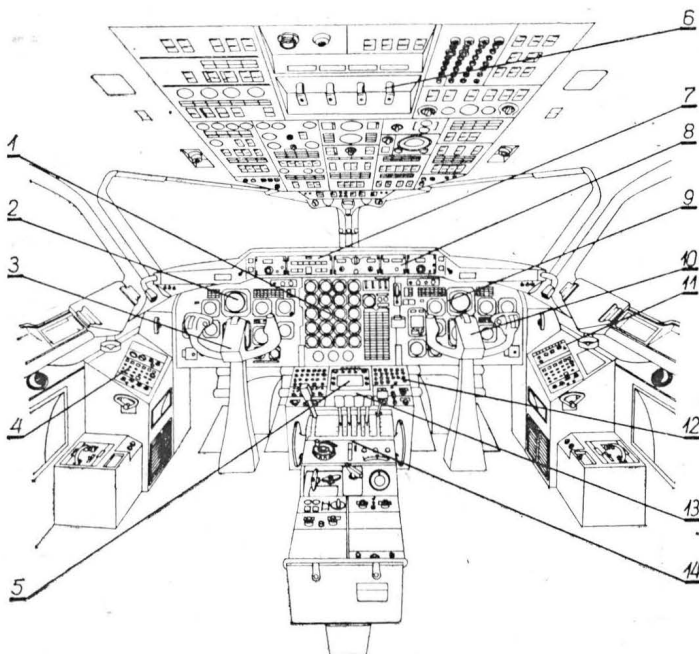
# Wyposażenie pilotażowo-nawigacyjne na pokładzie pasażerskiego samolotu BAe-146

Mgr inż. JERZY GRAFFSTEIN  
Instytut Lotnictwa

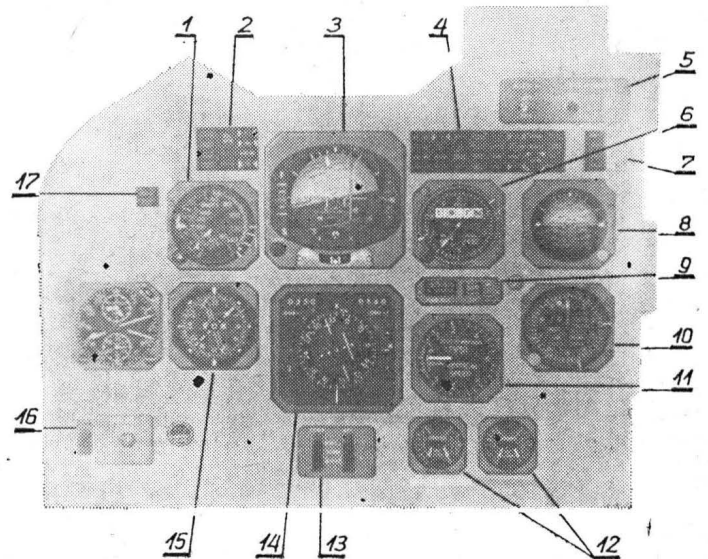
Nieustanny wzrost wymagań stawianych lotnictwu cywilnemu powoduje konieczność doskonalenia systemów pokładowych statków powietrznych. Tendencje rozwojowe obejmują w sposób szczególny wyposażenie pilotażowo-nawigacyjne, na którym w dużej mierze koncentruje uwagę pilot prowadzący samolot. Poziom techniczny urządzeń z tej grupy wyposażenia decyduje o bezpieczeństwie lotu we wszystkich jego fazach, komforcie pasażerów, utrzymaniu się na optymalnej trajektorii lotu, zapewniając tym samym możliwie najkrótszy czas przelotu i minimalne zużycie paliwa. Dodatkowym czynnikiem eliminującym nieprawidłowości podczas lotu jest zachowanie odpowiedniego poziomu relacji człowiek-maszyna, czyli w tym przypadku pilot-samolot, przy czym na kształt tej relacji składa się wyszkolenie i doświadczenie pilota, techniczne walory urządzeń wyposażenia, w tym spełnienie warunków pod względem ergonomii. Wprowadzenie komputera do wyposażenia pokładowego powoduje konieczność nowego podejścia do tych zagadnień. Wydaje się, że opisane \*) w niniejszym artykule wyposażenie nawigacyjno-pilotażowe samolotu BAe-146 odpowiada wszelkim stawianym wymaganiom.

Sposób rozmieszczenia przyrządów wskaźnikowych i sterujących oraz tablic grupujących te instrumenty (rys. 1) pozwala dwuosobowej załodze na efektywne sterowanie samolotem. Jednocześnie odległość między fotelami obu pilotów (wynosząca w tym rozwiązaniu 102 cm) stwarza im dogodne warunki kontroli i dostępu do wszystkich potrzebnych urządzeń. Można jednak zaobserwować nieznaczne zróżnicowanie łatwości dostępu do poszczególnych urządzeń wynikające z zadań wykonywanych przez każdego z pilotów. Kapitan koncentruje się na utrzymaniu samolotu w

prawkładowym położeniu względem płaszczyzny horyzontalnej i w płaszczyźnie pionowej oraz steruje i kontroluje pracę autopilota. Drugi pilot zajmuje się dokładniejszym śledzeniem pracy systemu napędowego oraz steruje położeniem klap, trymerów, hamulców aerodynamicznych i podwoziem.



Rys. 1. Rozwiązanie kabiny pilota na pasażerskim samolocie BAe-146: 1 - tablica centralna, 2 - tablica przyrządów kapitana, 3 - wolant (dźwignia steru) kapitana, 4 - lewa konsola (wskaźniki kontrolne dodatkowego wyposażenia), 5 - radar pogodowy, 6 - tablica sufitowa (przełączniki i wskaźniki układów: startu, zasilania hydraulicznego, paliwowego, instalacji elektrycznej), 7 - blok wyboru funkcji autopilota, 8 - przełączniki systemu radionawigacji VOR/DME, 9 - tablica przyrządów drugiego pilota, 10 - wolant (dźwignia steru) drugiego pilota, 11 - prawa konsola (zapis danych lotu i urządzenie testujące autopilot), 12 - wybór częstotliwości pracy systemu VOR/DME i ADF, 13 - system radionawigacji VLF/OMEGA, 14 - sterowanie silnikiem



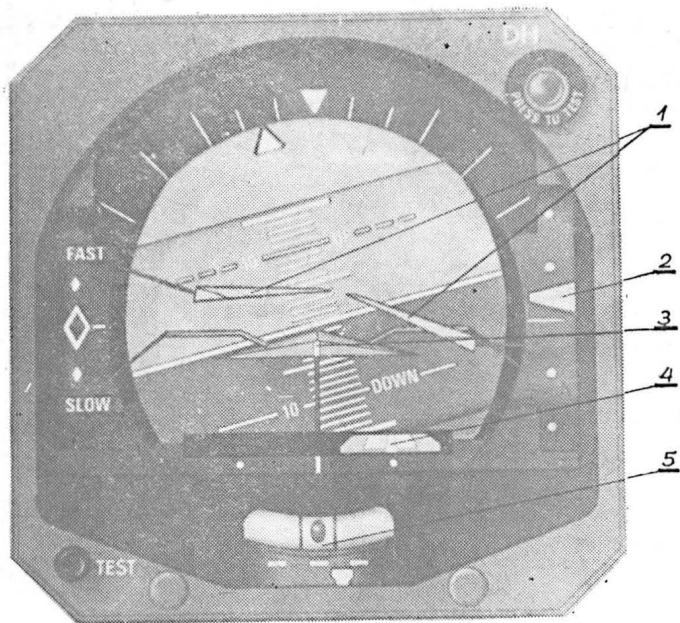
Rys. 2. Tablica przyrządów kapitana: 1 - kombinowany wskaźnik szybkościomierza i machometru, 2, 4 - wskaźniki kontrolne i alarmowe systemu kierowania lotem AFGS, 3 - dyspozycyjny wskaźnik sztucznego horyzontu, 5 - regulator podświetlenia wskaźników AFGS, 6 - wskaźnik wysokościomierza barometrycznego (podaje informacje o niebezpiecznej wysokości), 7 - sygnalizacyjny wskaźnik przeciągnięcia, 8 - rezerwowo sztuczny horyzont, 9 - radiowysokościomierz (wyświetla wysokość decyzyjną), 10 - wysokościomierz rezerwowo, 11 - wskaźnik prędkości pionowej - wariometr, 12 - wskaźniki ciśnienia w instalacji hamulcowej, 13 - zmiana wskazań sztucznego horyzontu i kompasu, 14 - wskaźnik sytuacji horyzontalnej, 15 - radiomagnetyczny wskaźnik kursu, 16 - ustawianie kursu, 17 - wskaźnik kontrolny identyfikacji kąta natarcia

## Tablice przyrządów wskazujących

Tablica przyrządów kapitana (rys. 2) zawiera zbiór niezbędnych wskaźników pilotażowo-nawigacyjnych, z jakich najczęściej korzysta prowadzący statek powietrzny. W celu zwiększenia niezawodności najważniejsze informacje pilotażowo-nawigacyjne są zwielokrotniane. Kąty pochylenia i przechylenia pokazywane są na dyspozycyjnym i rezerwowym wskaźniku sztucznego horyzontu, o kursie samolotu informuje pilota wskaźnik sytuacji horyzontalnej i radiomagnetyczny wskaźnik kursu, zaś wysokość lotu odczytywana jest na wskaźnikach: wysokościomierza barometrycznego, wysokościomierza rezerwowego i radiowysokościomierza.

W bardzo podobny sposób są rozmieszczone przyrządy na tablicy drugiego pilota, która w porównaniu z tablicą kapitana pozbawiona jest: rezerwowego sztucznego horyzontu, rezerwowego wysokościomierza, wskaźnika ciśnienia w instalacji hamulcowej oraz jest dodatkowo wyposażona w układ wybranych wskaźników kontrolnych i alarmowych układu napędowego, wskaźnik temperatury powietrza zewnętrznej i ciśnienia powietrza w kabine oraz kontrolny wskaźnik położenia powłoki. Wskaźniki kontrolne przeciągnięcia i identyfikacji kąta natarcia wykorzystują pomiary dokonywane czujnikiem skrzydełkowym umieszczonym w przedniej części kadłuba po obu jego stronach. Czujnik ten dodatkowo umożliwia wyliczenie tempa wzrostu kąta natarcia oraz żądaną pozycję klap. Ostatnia z tych informacji jest przekazywana na wskaźnik kontrolny umieszczony w przedniej tablicy przyrządów drugiego pilota.

\*) Artykuł opracowano na podstawie materiałów British Aerospace Aircraft Group. 1984 r.



Rys. 3. Dyspozycyjny wskaźnik sztucznego horyzontu: 1 — znak w kształcie litery V, 2 — dyspozycja zmiany trajektorii w płaszczyźnie pionowej, 3 — znak w kształcie trójkąta (symbolizuje samolot), 4 — dyspozycja zmiany trajektorii w płaszczyźnie horyzontalnej, 5 — chylomierz poprzeczny

Wśród wskaźników pilotażowo-nawigacyjnych usytuowanych na tablicy obu pilotów należy wymienić dwa najważniejsze: dyspozycyjny wskaźnik sztucznego horyzontu i wskaźnik sytuacji horyzontalnej. Rys. 3 pokazuje sposób uzyskiwania wytycznych na dyspozycyjnym wskaźniku sztucznego horyzontu, określających konieczne zmiany parametrów pilotażowych dla żądanej zmiany trajektorii lotu. Przy wykonaniu określonego manewru pilot dąży do zgrania dyspozycyjnych symboli, czyli, jak to przedstawia rys. 4, uzyskania styczności ruchomego znaku w kształcie litery V ze znakiem w kształcie trójkąta. Rys. 4a ilustruje przykład dyspozycji określającej szacunkową wartość pochylenia i przechylenia w celu wykonania żadanego manewru skrętu w prawo i wznoszenia się. Wskaźnik sytuacji horyzontalnej (rys. 5) informuje pilota przede wszystkim o kursie magnetycznym i radiowym oraz podaje (w postaci cyfrowej) rzeczywistą prędkość samolotu i odległość do najbliższego punktu drogi.

Kontrola układu napędowego jest sprawowana przez obu pilotów przede wszystkim na podstawie wskazań instrumentów z tablicy centralnej (rys. 6) zawierającej niezbędny zestaw tradycyjnych wskaźników pokazujących wartości parametrów związanych z pracą silników oraz główny system ostrzegania — MWS (Master Warning System).

System ostrzegania MWS stanowi zestaw wskaźników sygnalizacyjnych w postaci podświetlanych napisów. Barwa światła wskazuje na charakter podawanej informacji:

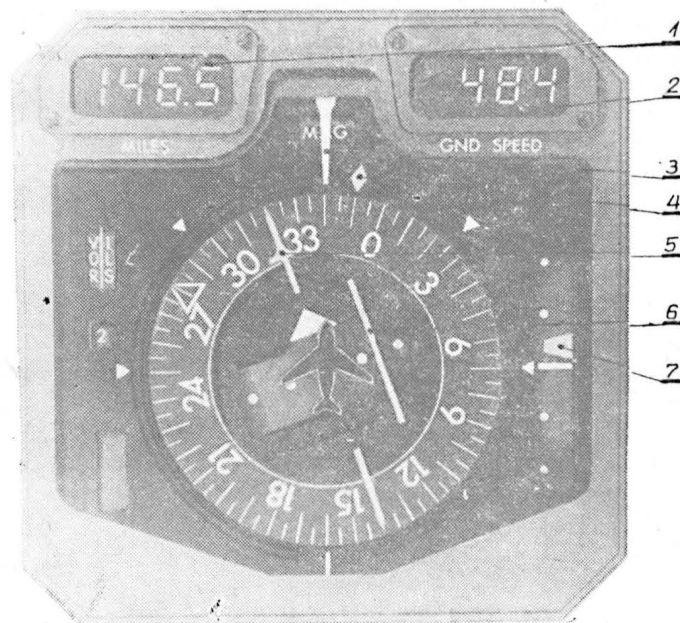
- światło czerwone oznacza zaistnienie awarii wymagającej natychmiastowej reakcji załogi,
- światło żółte informuje o nieprawidłowości, wymagającej od pilota zwrócenia bacznej uwagi na wskazywane miejsce (kategorię ważności ostrzeżenia podwyższa występowanie z boku napisu znaku w kształcie trapezu),
- światło zielone ma charakter doradczy,
- światło białe podaje informacje uzupełniające.

Zadziałanie sygnalizacji o barwie czerwonej lub żółtej powoduje:

- włączenie błyskającego sygnalizatora (odpowiednio o tej samej barwie — czerwonej lub żółtej) umieszczonego w tablicy antyodblaskowej. Ten pulsujący sygnał jest zwykle najpierw dostrzegany przez pilota, a dopiero później



Rys. 4. Przykładowe konfiguracje dyspozycyjnych wskaźników sztucznego horyzontu: a) skręt w prawo z nabieraniem wysokości — szacunkowe określenie wartości kąta pochylenia i przechylenia, b) wskazania zerowe — lot wyrównany, c) lot w końcowej fazie podchodzenia do lądowania



Rys. 5. Wskaźnik sytuacji horyzontalnej: 1 — odległość do najbliższego punktu drogi, 2 — prędkość rzeczywista samolotu, 3 — kurs magnetyczny, 4 — wybrany przez pilota kurs w panelu antyodblaskowym, 5 — kurs radiowy, 6 — odchylenie od zadanej drogi w płaszczyźnie horyzontalnej, 7 — odchylenie od zadanej trajektorii w płaszczyźnie pionowej

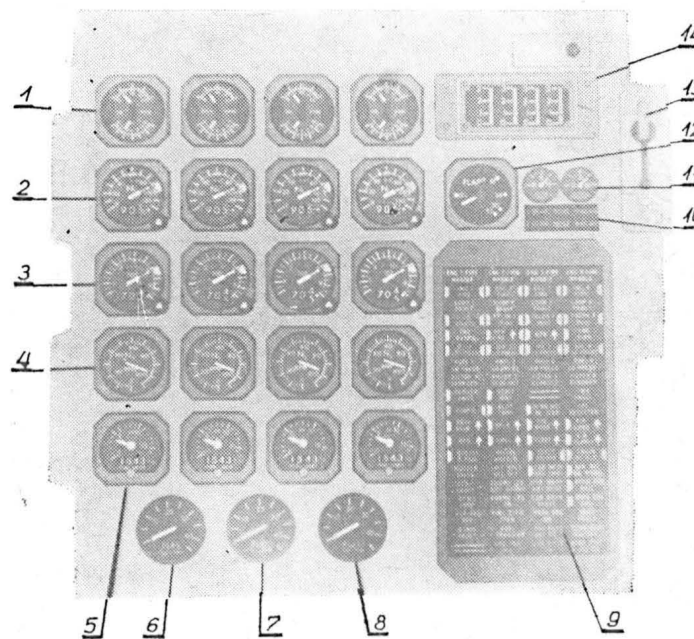
następuje wstępna lokalizacja nieprawidłowości na podstawie MWS,

— włączenie sygnalizacji akustycznej.

Po prawej stronie odpowiednich napisów sygnalizacyjnych jest strzałka skierowana do góry, która przypomina pilotowi o tym, że dodatkowych informacji o ewentualnych niesprawnościach należy szukać w tablicy sufitowej.

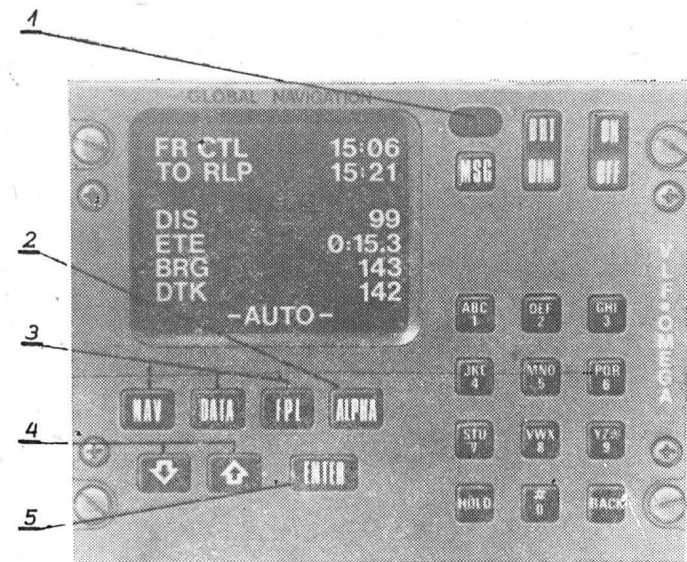
#### Urządzenia radionawigacyjne

Dominacja systemów radionawigacyjnych nad innymi systemami nawigacyjnymi obserwowana w lotnictwie cywilnym znajduje potwierdzenie w wyposażeniu samolotu BAe-146. Na pokładzie tego samolotu zainstalowane układy radiowe: VOR, DME, ADF, OMEGA, VLF umożliwiają określenie z dostateczną dokładnością aktualnej pozycji statku powietrznego.



Rys. 6. Centralna tablica przyrządów: 1 — wskaźnik temperatury i ciśnienia oleju, 2 — wskaźnik prędkości obrotowej turbiny, 3 — wskaźnik temperatury gazu wylotowego z turbiny, 4 — wskaźnik prędkości obrotowej sprężarki, 5 — wskaźnik przepływomierza paliwa (w postaci cyfrowej podaje ilość zużytego paliwa), 6, 8 — wskaźniki ilości paliwa w zbiorniku skrzydłowym, 7 — wskaźnik ilości paliwa w zbiorniku centralnym, 9 — główny system ostrzegania (MWS), 10 — sygnalizacja świetlna pozycji podwozia, 11 — wskaźnik pozycji hamulców aerodynamicznych, 12 — wskaźnik pozycji kłap, 13 — dźwignia chowania podwozia, 14 — wskaźnik wibracji silników

Spośród wymienionych radiowych pomocy nawigacyjnych zintegrowany system dalekiego zasięgu VLF/OMEGA należy do rzadziej spotykanych na samolotach klasy BAe-146. Nawigacja radiowa VLF/OMEGA funkcjonuje, opierając się na ośmiu stacjach transmisyjnych systemu OMEGA i dziewięciu stacjach transmisyjnych VLF, obejmując swoim zasięgiem cały obszar Ziemi. Ten rodzaj nawigacji zapewnia uzyskanie określenia aktualnej pozycji samolotu z dokładnością nie gorszą niż 2,8 km (1,5 mili morskiej). Na wartość dokładności nie wpływa w istotny sposób odległość samolotu od współpracującej wybranej stacji transmisyjnej ani ukształtowanie terenu, nad którym przelatuje samolot. Daleki zasięg tego systemu i duża niewrażliwość są zapewniane dzięki wykorzystaniu bardzo niskich częstotliwości; radionawigacja OMEGA pracuje w zakresie częstotliwości 10÷30 kHz, a VLF w zakresie 16÷30 kHz.



Rys. 7. Blok kontrolno-wyświetlający systemu nawigacji VLF/OMEGA: 1 — wskaźnik kontrolny informujący o przesyłaniu do bloku ostrzeżeń typu MSG, 2 — zmiana charakteru pracy klawiatury z cyfrowego na literowy, 3 — wybór jednego z trzech rozdziałów: NAV, DATA, FPL, 4 — przesunięcie obrazu w górę lub w dół ekranu, 5 — wprowadzanie (wraz ze sprawdzeniem) danych do komputera

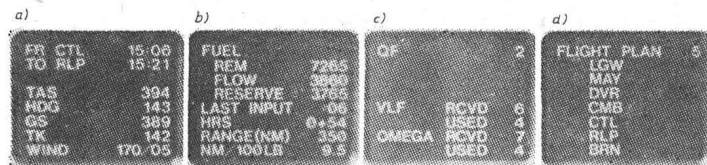
Z systemem radiowym VLF/OMEGA pilot może utrzymywać kontakt przez blok kontrolno-wyświetlający typu GNS-500A, wyposażony w alfanumeryczną klawiaturę i zintegrowany wskaźnik elektroniczny CRT z ekranem o wymiarach 63,5×51 mm. Blok GNS-500A spełnia wiele różnych funkcji. Może przyjmować do swojej pamięci: 9 planów trasy przelotu (z możliwością odwrócenia każdego z nich, przez co powstają plany lotów powrotnych), dane dotyczące sumarycznie 127 punktów drogi (lecz nie więcej niż po 20 pkt. drogi dla jednego planu lotu) oraz, w zależności od potrzeby, specjalne procedury zejść i podejść do lądowania wymaganych w niektórych przestrzeniach powietrznych. Pilot ma także możliwość przeprowadzania na bieżąco (podczas lotu), operacji na punktach drogi, np.: może jedne usuwać, a inne wprowadzać do pamięci.

Zbiór informacji przekazywanych przez blok kontrolno-wskazujący na ekranie CRT został ujęty w trzy grupy tematyczne (zwane dalej rozdziałami):

- NAV — rozdział dotyczący danych nawigacyjnych,
- DATA — rozdział zawierający najkonieczniejsze informacje pilotażowe,
- FPL — rozdział opisujący przebieg zaplanowanego lotu.

Każdy z tych rozdziałów dzieli się na tzw. strony zawierające po 8 linii tekstu. Przykładowe strony z poszczególnych rozdziałów przedstawiono na rys. 8:

- NAV-2 — aktualne położenie geograficzne samolotu, wielkość dryfu, przewidywany czas powrotu na trasę (ETE), prędkość TAS, aktualny kurs samolotu, parametry wiatru — kurs i prędkość,
- DATA-2 dotyczy przede wszystkim zasięgu i długo-trwałości lotu oraz parametrów związanych z paliwem, np.: zużycie paliwa (w funtach na milę morską), ilości paliwa rezerwowego,
- DATA-3 przedstawia listę odbieranych i wykorzystywanych stacji VLF i OMEGA z podaniem współczynnika



Rys. 8. Przykłady wyświetlanych tekstów na ekranie bloku GNS-500A: a) rozdział NAV, strona 2, b) rozdział DATA, strona 2, c) rozdział DATA, strona 3, d) rozdział FPL, strona 5

dobroci QF wskazującego wiarygodność i dokładność odbieranej stacji,

— FPL-5 przedstawia listę punktów drogi jednego z dziewięciu zapisanych planów lotu.

Przekazywanie informacji z bloku GNS-500A nie ogranicza się jedynie do rozdziałów NAV, DATA, FPL, gdyż istnieje jeszcze inny rodzaj pracy określany symbolem MSG. Uruchomienie funkcji MSG pozwala pilotowi obserwować na ekranie informacje ze zbioru 26 różnych ostrzeżeń, sygnalizujących zaistnienie sytuacji np. typu: „uwaga punkt drogi” lub „ostatnie rozgałęzienie”, wymagających bezzwłocznej ingerencji pilota.

Niezależne źródło zasilania gwarantuje wystarczająco długi okres (zrędu tygodni) przechowywania zawartości pamięci w bloku GNS-500A. Wyświetlany na ekranie CRT tekst jest łatwo czytelny zarówno przy świetle słonecznym, jak i w nocy dzięki zastosowaniu automatycznej regulacji jasności wyświetlanego tekstu. Cały blok GNS-500A charakteryzuje się masą nie przekraczającą 2,4 kg i wymiarami 146×114×165 mm.

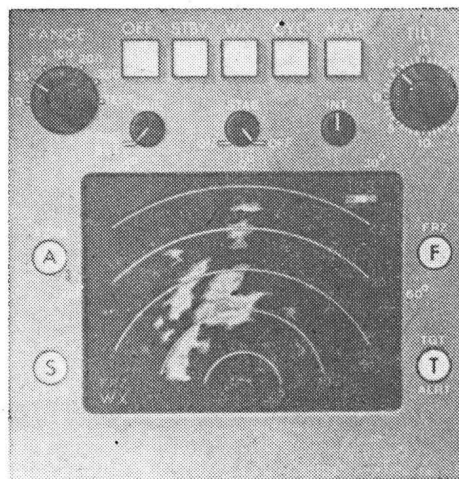
### System nawigacji VOR/DME

Spośród innych systemów radiowych na uwagę zasługuje urządzenie 3-D VOR/DME umożliwiające kierowanie samolotem wg radiolatarni tego systemu, bez konieczności lotu od nadajnika do nadajnika, udostępniając tym samym wybór praktycznie każdej wielościnkowej trasy w obrębie stacji VOR i DME. System jest przystosowany do lotów między zakazanymi przestrzeniami powietrznymi lub w korytarzach nad terenami górzystymi. Może także realizować specjalne zejścia i podejścia do lądowania. System radiowy 3-D VOR/DME współpracuje ściśle z autopilotem.

### Autopilot

System automatycznego sterowania lotem — AFGS (Automatic Flight Guidance System) może kontrolować prawie wszystkie fazy lotu począwszy od nabierania wysokości a skończywszy na podchodzeniu do lądowania aż do wysokości decyzyjnej (wynoszącej dla samolotu BAe-146 30 m (100 stóp) wraz z automatycznym sterowaniem przejścia na drugi krąg. Za pomocą odpowiedniej klawiatury pilot dokonuje wyboru szczegółowych funkcji realizowanych przez autopilot AFGS, wśród których na uwagę zasługują:

- utrzymywanie wybranych parametrów lotu, czyli prędkości pionowej, liczby Ma, prędkości wskazywanej IAS, wysokości i kąta natarcia na poziomie wartości, jaką miały one w momencie włączenia danego rodzaju pracy autopilota,
- sterowanie samolotem w celu osiągnięcia wcześniej danego kursu i utrzymywanie go aż do momentu wybrania przez pilota innego kursu,
- stabilizacja lotu podczas zewnętrznych zakłóceń (np.



Rys. 9. Radar pogodowy

turbulencji otaczającego powietrza) pozwalająca na utrzymanie stałych kątów pochylenia i przechylenia. Ten rodzaj pracy wymaga wyłączenia pozostałych funkcji autopilota z wyjątkiem sterowania kursem,

— przejście na drugi krąg uruchamiane przez pilota przyciskiem GA, powodujące równocześnie włączenie funkcji sterowania kursem wg wybranego promienia VOR.

Synchroniczne przejście na współpracę z innym blokiem autopilota spełniającego jedną z wymienionych funkcji wymaga dopasowania odpowiednich parametrów pilotażowo-nawigacyjnych: kąta przechylenia i pochylenia, kursu, liczby Ma, prędkości IAS lub pionowej. Zarówno przełączniki synchronizujące odpowiednie parametry, jak i przycisk GA włączający automatyczne przejście na drugi krąg znajduje się w lewej części wolantu kapitana i prawej części wolantu drugiego pilota. Obok tych przycisków znajduje się dźwignienka służąca do ustawiania trymerów w celu wyważenia samolotu podczas lotu.

Autopilot ma układ wskaźników kontrolnych usytuowanych w przedniej tablicy obu pilotów. Wskaźniki te sygnalizują stan pracy systemu AFGS informując o: włączeniu autopilota, wyborze rodzaju pracy (sterowaniu wybranym parametrem lub stabilizacji), włączeniu do współpracy z autopilotem systemów radionawigacyjnych, żądaniu przejścia na drugi krąg. Dodatkowo ostrzegają o: nieprawidłowym utrzymywaniu kąta natarcia, niezgodności ak-

tualnego położenia samolotu względem płaszczyzny horyzontalnej z żądanym położeniem, a także sygnalizują wybór wysokości decyzyjnej, włączenie hamulców aerodynamicznych, odbiór markerka, pozycję lotek i inne.

Prawidłowe działanie autopilota sprawdza się przed startem, wykorzystując blok testujący zamontowany w prawej konsoli.

#### Radar pogodowy

Urządzeniem uzupełniającym opisane wyposażenie samolotu BAe-146 jest radar pogodowy Primus 90, obejmujący swoim zasięgiem obszar w odległości 555 km (300 mil morskich). Tworzy on na ekranie kolorową mapę, której barwy od zielonej przez żółtą aż do czerwonej odpowiadają wzrastającej bezwzględnej wilgotności powietrza. Obszary o wysokim poziomie zawartości skroplonej pary wodnej związane są na ogół z występowaniem w tych rejonach turbulencji powietrza. Na podstawie kształtu otrzymanego echa radarowego oraz jego barwy, doświadczony pilot różni zle warunki pogodowe, wyodrębniając m.in.: szkwały, grad z silną turbulencją lub śnieg. Orientacja mapy pogody względem obranego kursu przez samolot, podziałka odległości i ewentualnie nałożone punkty drogi ułatwiają pilotowi decyzję o zmianie trasy w celu uniknięcia obszarów zagrożonych złym stanem pogody.

## PROJEKTY

### McDonnell Douglas C-17 • USA

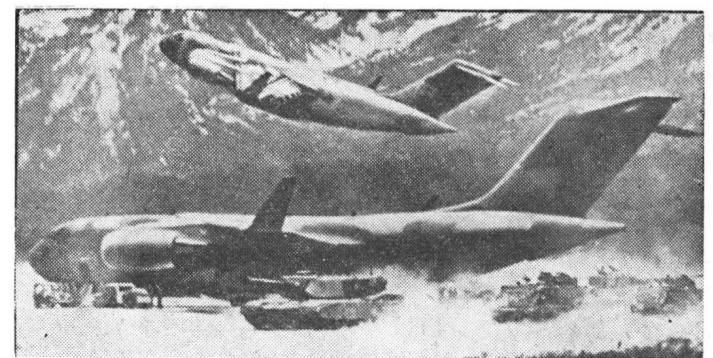
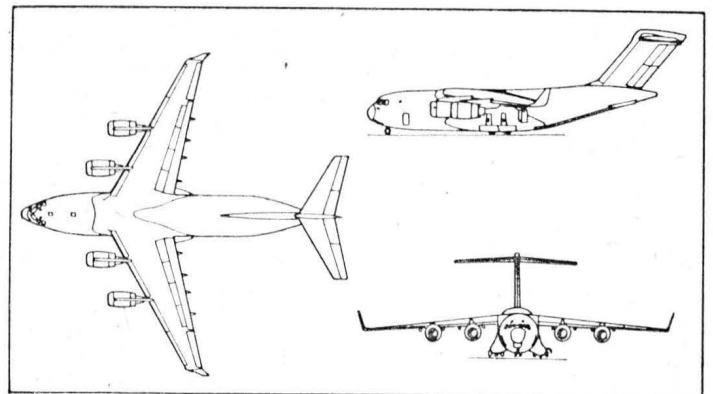
#### Odrzutowy samolot transportowy o dużym udźwigu i zasięgu

W 1981 r. lotnictwo amerykańskie wybrało projekt C-17 firmy McDonnell Douglas, opracowany w ramach programu C-X budowy samolotu transportowego o dużym udźwigu i zasięgu, który mógłby korzystać z lotnisk nie nadających się dla samolotów C-5 Galaxy. W następnym roku firma McDonnell Douglas przystąpiła do opracowania konstrukcji samolotu. Zgodnie z wymaganiami lotnictwa nowy samolot powinien lądować z pełnym ładunkiem na pasach o długości nie większej niż 915 m, jego udźwig powinien być większy od udźwigu samolotu C-141, a zwrotność na ziemi równa zwrotności samolotu C-130, poza tym ma być dostosowany do tankowania w powietrzu. Ocenia się, że samolot C-17 będzie mógł korzystać z 10 000 lotnisk leżących poza USA, podczas gdy liczba lotnisk nadających się dla C-5 jest ponad 10 razy mniejsza.

Układ samolotu jest typowy dla wojskowego samolotu transportowego: górnopłat z 4 podwieszonymi pod płatem silnikami, ustrzeniem typu T, ogonową klapą ładunkową i podwoziem głównym chowanym do przykadłubowych gondol. Wyróżnia się natomiast płatem o nadkrytycznych profilach, z wingletami na końcach i nadmuchiwanym układem kłap. Podobnie jak w prototypie samolotu C-15, do nadmuchu kłap wykorzystano strumienie wylotowe silników. Silniki są wojskową odmianą silników Pratt Whitney PW2037 o dużym stosunku natężeń przepływu, ciągu startowym 16 500 daN, z odwracaczami ciągu, które będzie można używać w locie. Samolot będzie miał nowoczesną, cyfrową awionikę, a kabina pilotów będzie wyposażona w 6 ekranów CRT i prawdopodobnie w holograficzny system obrazowania. W pomieszczeniu ładunkowym o długości 26,5, szerokości 5,49 i wysokości 4,11 m zmieszczą się 3 szeregi jeepów lub czołg M-1 i wszystkie typy śmigłowców armii. Wozy bojowe piechoty będą zrzucające na spadochronach. Próby wlocie prototypu rozpoczną się w 1989 r., a dostawy pierwszych samolotów — w 1991 r. Zamówienie wynosi 210 samolotów.

#### Dane techniczne

Rzpiętość	50,29 m
Długość	52,02 m
Wysokość	16,31 m
Powierzchnia nośna	353 m <sup>2</sup>
Masa własna z wyposażeniem	117 480 kg
Udźwig maks.	78 110 kg
Masa do startu maks.	259 455 kg



Prędkość przelotowa	
na dużej wysokości	820 km/h
na małej wysokości	648 km/h

Prędkość podejścia	213 km/h
Długość pasa do startu z pełnym ładunkiem	2320 m
Długość pasa do lądowania z pełnym ładunkiem	823 m

Zasięg	
z pełnym ładunkiem	4445 km
z ładunkiem 58 600 kg	5190 km

Zasięg przebazowania	9265 km
----------------------	---------

W.K.

Samolot doświadczalny

**KONSTRUKCJA.** Jednomiejscowy, jednosilnikowy odrzutowy dolnopłat o konstrukcji mieszanej, w układzie kaczki.

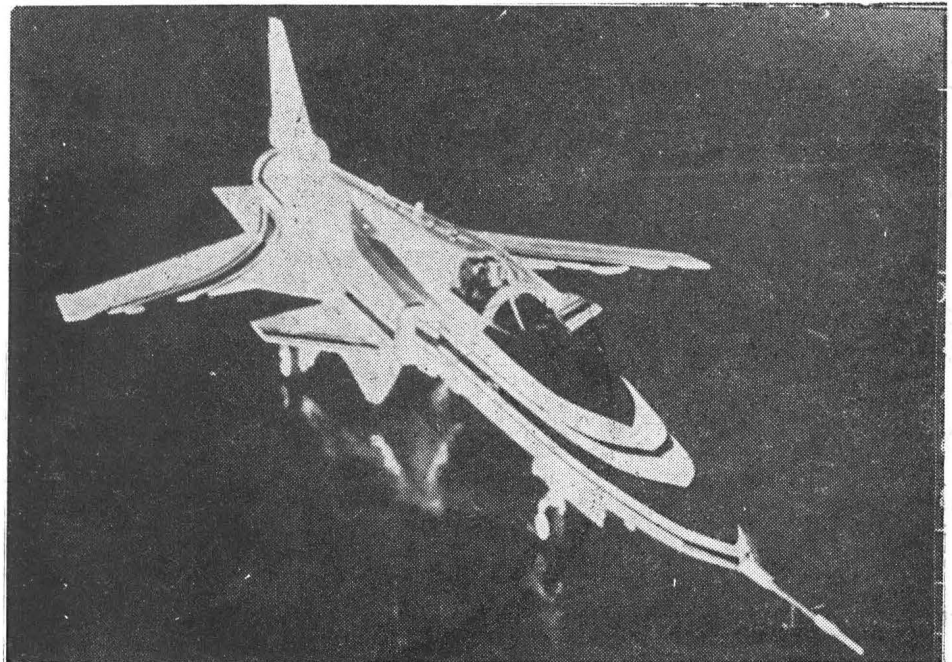
**Plat.** Obrys trapezowy, skos do przodu 33°44' w 25% cięciwy, profil nadkrytyczny o grubości względnej 6,2% u nasady i 4,9% przy końcówce, kąt zaklinowania -6°, skreślenie 6,8°. Konstrukcja jednoczęściowa, mieszana, półskorupowa, wielodźwigarowa safe life. Żebro nasadowe i pierwszy dźwigar położony w 15% cięciwy są wykonane z tytanu, pozostałe żebra i dźwigary (ostatni w 70% cięciwy) — z duralu, pokrycie noska — duralowe, pokrycia kesonów — z kompozytu węglowo-epoksydowego. Na krawędzi spływu każdego skrzydła po trzy segmenty podwójnie załamywanych klapoletek. Kontynuacją skrzydeł są pasma przykadłubowe zakończone klapami (wychylenia ±30°). Konstrukcja pasm półskorupowa metalowa, wnętrza stanowią integralne zbiorniki paliwowe.

**Kadłub.** Przekrój prostokątno-owalny. Konstrukcja metalowa, półskorupowa. W części przedniej mieści się wyposażenie radioelektroniczne, urządzenia pomiarowe i wnęka podwozia przedniego oraz kabina pilota. Oszklenie kabiny dwuczęściowe — wiatrochron i podnoszona w górę ku tyłowi osłona. Fotel wyrzucany Martin Baker GRQ7A. Kabina szczelna, ciśnieniowa. Za kabiną usytuowano zespoły instalacji paliwowej i klimatyzacyjnej oraz kadłubowy zbiornik paliwowy; po obu jego stronach znajdują się wloty do silnika łączące się w jeden kanał o przekroju kołowym, pod którym mieszczą się wnęki podwozia głównego. Na obudowach wlotów umocowane są płyty usterzenia wysokości. Wloty zaopatrzone są w oddzielacze warstwy przyściennej. Tylna część kadłuba ma postać rury mieszczącej w swym wnętrzu zespół napędowy i niosącej usterzenie pionowe. Cała przednia część kadłuba została adaptowana z samolotu myśliwskiego Northrop F-5.

**Usterzenie.** Usterzenie pionowe skośne o obrysie trapezowym. Statecznik pionowy metalowy, półskorupowy, wielodźwigarowy; jest to konstrukcja adaptowana z samolotu F-5. Ster przekładkowy z kompozytowym pokryciem. Usterzenie poziome o obrysie trapezowym, płytowe. Konstrukcja płyt usterzenia półskorupowa, metalowa, wielodźwigarowa; wychylenia maks. 60° w dół i 30° w górę. Płyty usterzenia poziomego mogą pełnić rolę hamulców aerodynamicznych w przypadku ich pełnego wychylenia podczas dobiegu samolotu.

**Sterowanie.** Klapoletki, klapy pasmowe, płyty usterzenia poziomego i ster kierunku wychylane elektrohydraulicznie. Układ sterowania elektroniczny typu fly-by-wire. Instalacja sterowania dwuobwodowa.

**Podwozie.** Trójzespolowe, chowane hydraulicznie do wnęk kadłubowych. Podwozie przednie z golenią teleskopową, koło na wi-



delcu, sterowane. Podwozie przednie adaptowane z samolotu F-5. Podwozie główne z golenią teleskopową wspartą dwoma strzałami, adaptowane z samolotu General Dynamics F-16. Amortyzacja olejowo-gazowa. Wymiary ogumienia: przednie — 18×X6-8, główne — 24×5.5.

**Zespół napędowy.** Silnik odrzutowy turbowentylatorowy General Electric F404-CE-400 o ciągu 7120 daN z dopalaniem. Awaryjna turbina do napędu podstawowych zespołów instalacji pokładowych. Zespół napędowy wraz ze swymi instalacjami adaptowany z samolotu McDonnell Douglas F-18.

**Instalacje.** Paliwowa — integralne zbiorniki w pasmach przykadłubowych i zbiornik w środkowej części kadłuba, łączna pojemność 1804 l. Hydrauliczna — ciśnienie robocze 20,7 MPa, instalacja dwuobwodowa, służy do sterowania płatowcem, wypuszczania i chowania podwozia. Elektryczna — prądnicą 40 kVA, prądnicą awaryjną 5 kVA, przemiennik 500 VA, akumulator 20 Ah. Klimatyzacyjna — zapewnia nadciśnienie 34 kPa. Tlenowa — butle i maska pilota.

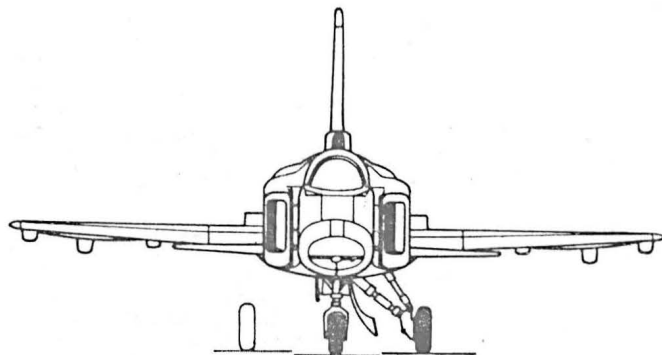
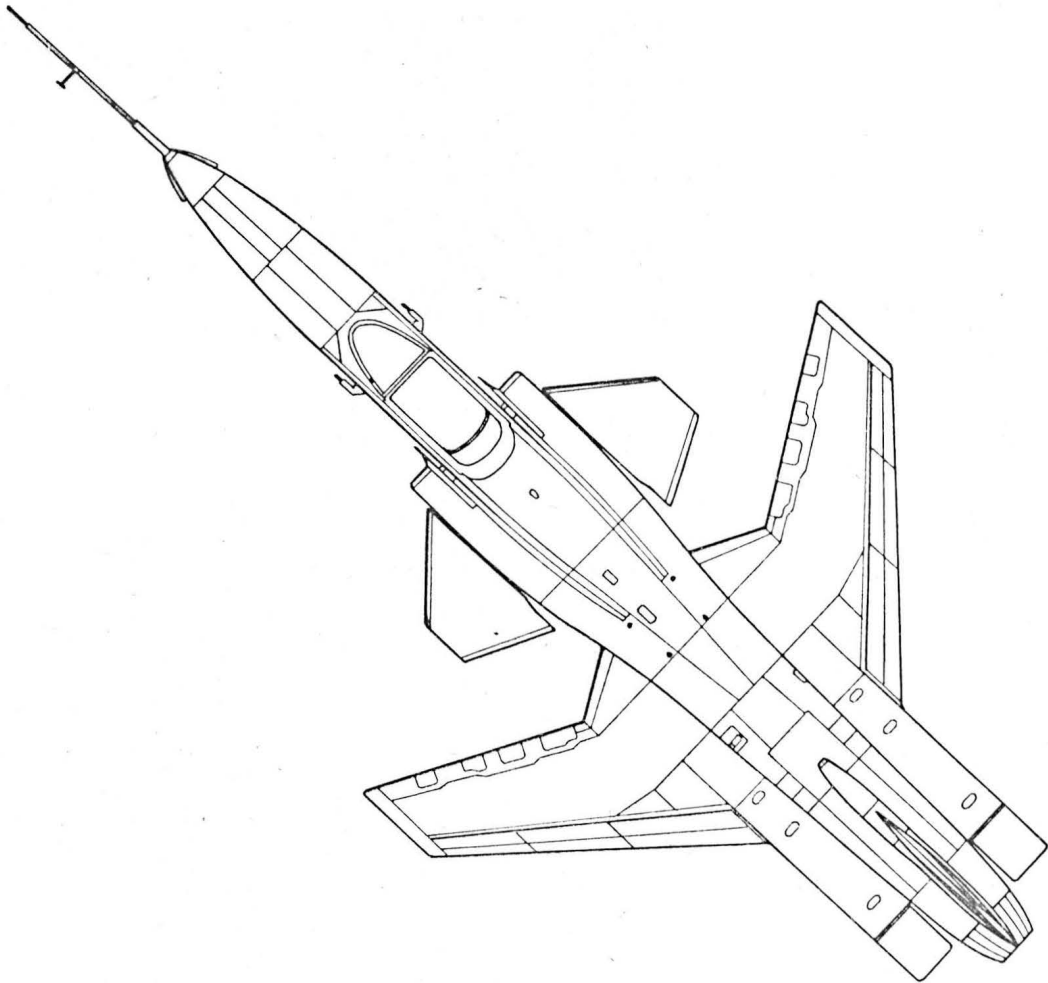
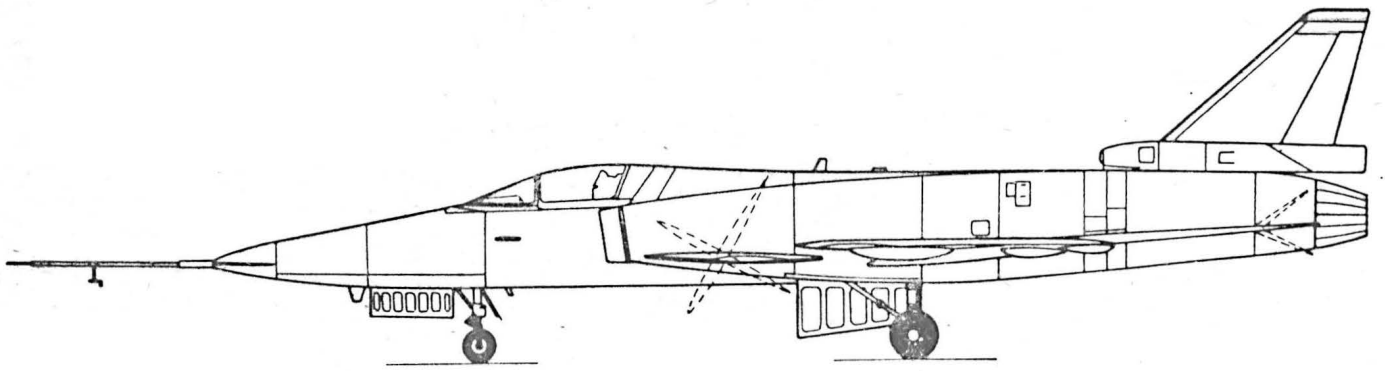
**Wyposażenie.** System pilotażowo-nawigacyjny Litton LR-80, system łączności UHF Magnavox AN/ARC-164, identyfikator IFF/SIF Teledyne R-1033B/APX-101V, elektroniczny system kontroli lotu Honeywell.

**ROZWÓJ KONSTRUKCJI.** Firma Grumman rozpoczęła prace nad projektem tego samolotu już w 1976 r. W tym samym czasie projekty analogicznych samolotów opracowywano w biurach konstrukcyjnych koncernów Rockwell i General Dynamics. Wszystkie projekty charakteryzowały się zastosowaniem skosu skrzydeł do przodu, po-

nieważ ich celem miało być wszechstronne przebadanie tej konfiguracji przed jej zastosowaniem w samolotach bojowych. Zalety skrzydła ze skosem do przodu w porównaniu ze skrzydłami o dodatnim skosie na samolotach odrzutowych to: możliwość uzyskania większej siły nośnej podczas lotu z dużą prędkością (przy tej samej powierzchni skrzydła — opływ kieruje się ku kadłubowi, gdzie napotyka na pasma będące przedłużeniem skrzydła), uzyskanie lepszej zwrotności, obniżenie prędkości minimalnej z równoczesną poprawą właściwości samolotu w zakresie małych prędkości oraz poprawa właściwości przeciwworkociągowych. Z trzech zgłoszonych projektów wybrano i skierowano do realizacji projekt Grumman ATDA (Advanced Technology Demonstrator Aircraft). W celu przyspieszenia opracowania samolotu zastosowano całą przednią część kadłuba wraz z podwoziem przednim i kabiną z samolotu Northrop F-5, podwozie główne i elementy hydrauliki siłowej z samolotu General Dynamics F-16 oraz zespół napędowy adaptowany z samolotu McDonnell Douglas F-18. Skrzydła, płyty usterzenia poziomego i tylną część kadłuba opracowano od nowa. Zastosowanie kompozytu na pokrycia kesonów skrzydeł pozwoliło zaoszczędzić ok. 30% masy w porównaniu z konstrukcją metalową o tej samej sztywności. Koncepcja samolotu pozwalała na zabudowę w przyszłości dyszy dwuwymiarowej na silniku. Prototyp samolotu, oznaczony X-29A, oblatano 14 grudnia 1984 r. w bazie lotniczej Edwards w Kalifornii (pilot doświadczalny Chuck Sewell). Koszt programu X-29A preliminowany w 1981 r. miał wynosić 80 mln dol.

Dane techniczne

Rozpiętość	8,29 m	Powierzchnia usterzenia poziomego	3,34 m <sup>2</sup>
Długość całkowita	16,44 m	Powierzchnia usterzenia pionowego	3,02 m <sup>2</sup>
Długość kadłuba	14,66 m	Wydłużenie skrzydła	4,0
Wysokość	4,36 m	Masa własna	6045 kg
Rozpiętość usterzenia	4,15 m	Masa startowa maks.	7848 kg
Baza podwozia	5,48 m	Obciążenie powierzchni skrzydła	447,4 kg/m <sup>2</sup>
Rozstaw podwozia	2,30 m	Obciążenie ciągu maks.	1,1 kg/daN
Powierzchnia skrzydła	17,54 m <sup>2</sup>	Prędkość maks.	ok. 1,6 Ma H.M.



Lekki samolot wielozadaniowy

**KONSTRUKCJA.** Czteremiejscowy, jednosilnikowy, całkowicie metalowy grzbietopłat ze stałym podwoziem.

**Plat.** Obrys prostokątny, profil NACA 23012 (mod.), wznios 1°30', kąt zaklinowania 3°30'. Konstrukcja dwudzielna, dwudźwigarowa, całkowicie metalowa. Pokrycia każdego skrzydła podparte 10 żebrami, dwa żebra pomocnicze wprowadzają mocowanie zastrzału. Każde skrzydło mocowane do kadłuba dwoma sworzniami, z których tylny usytuowany jest w sposób umożliwiający składanie skrzydła wzdłuż kadłuba. U nasady skrzydeł, między dźwigarami, znajdują się zbiorniki paliwowe wkładane do skrzydła od góry. Szczelinowe kłapy zajmują 55% rozpiętości skrzydła. Lotki wyważone masowo. Lotki i kłapy konstrukcji metalowej, z pokryciami z blachy żłobkowej. Skrzydła wsparte pojedynczymi zastrzałami o kropłowym przekroju. Zastrzały mocowane do skrzydła w płaszczyźnie przedniego dźwigara. Końcówki skrzydeł metalowe, z owalnym obrysem przedniej krawędzi, lekko zadarte do góry. Pokrycia skrzydła, lotek i kłap ze stopu alu. Al.

**Kadłub.** Przekrój zbliżony do prostokąta, konstrukcja półskorupowa, całkowicie metalowa. W części przedniej mieści się ogrzewana i przewietrzana kabina z czterema miejscami, dostępną przez drzwiczki z obu stron. Fotele pojedyncze. Dwie mocne wręgi, między którymi umieszczono drzwiczki, mają okucia do mocowania skrzydeł. Do drugiej z nich (tylnej) mocowane są dolne końce zastrzałów i golenie podwozia głównego. Tylna część kadłuba stożkowa, rozwijalna. Za tylną parą foteli mieści się niewielki bagażnik dostępny od wewnątrz. W celu powiększenia przestrzeni bagażowej tylną parę foteli można zdemontować. Pokrycia kadłuba są wykonane, podobnie jak w przypadku skrzydła, ze stopu alu. Al.

**Usterzenie.** Usterzenie w układzie klasycznym. Obrys usterzenia poziomego prostokątny, pionowego — trapezowy z lekkim skosem. Stateczniki dwudźwigarowe. Statecznik poziomy przestawialny podczas lotu w zakresie od 5° w górę do 9° w dół. Stery wyważone masowo i odciążone aerodynamicznie (rogowo). Pokrycia sterów z blachy żłobkowej. Pokrycia usterzenia ze stopu alu. Al.

**Sterowanie.** Sterownice (wolanty i pedały) dwójne. Układy sterowania linkowe. Kłapy wychylane mechanicznie. Zmiana kąta zaklinowania statecznika poziomego za pomocą mechanizmu ślimakowego.



**Podwozie.** Stałe, trójkołowe z kołem przednim. Golenie podwozia głównego sprężyste systemu Land-O-Matic — adaptowane z samolotu Cessna 172. Koła główne zaopatrzone w hydrauliczne hamulce tarczowe. Sterowane podwozie przednie teleskopowe, adaptowane z samolotu Piper Colt, koło na widelcu. Wszystkie koła o jednakowych wymiarach — wymiar ogumienia 6.00x6. Wszystkie koła mogą być osłonięte kropłowymi owiewkami z kompozytu szklano-epoksydowego.

**Zespół napędowy.** Czterocyldrowy, płaski, chłodzony powietrzem silnik gaźnikowy Lycoming 0-360-A o mocy 134 kW. Śmigło dwułopatowe metalowe o stałym skoku Sensenich. Silnik przystosowany do benzyny samochodowej (certyfikowany). Łoże silnika z rur stalowych. Osłony zespołu napędowego z kompozytu szklano-epoksydowego dzielone w płaszczyźnie poziomej.

**Instalacje.** Paliwowa — zbiorniki skrzydłowe o łącznej pojemności 227 l. Elektryczna — napięcie 28 V, alternator 28 V/60 A, akumulator 25 Ah. Hydrauliczna — ciśnienie robocze 3.45 MPa, służy do hamowania kół. Ogrzewcza — wymiennik ciepła na kolektorze spalin, mieszacza na wejściu do kabiny.

**Wyposażenie.** Zestaw przyrządów do lotów VFR i IFR, możliwość zabudowy wyposażenia dodatkowego.

**ROZWÓJ KONSTRUKCJI.** Koncepcja samolotu powstała w połowie lat sześćdziesiątych. Prace projektowe nad tym samolotem, oznaczonym i nazwanym początkowo BN-3 Nymph, rozpoczęto w firmie Britten Norman wiosną 1968 r. Montaż prototypu z silnikiem o mocy 86 kW, prowadzony przez grupę 25 osób, rozpoczęto 25 marca 1969 r. i już 17 maja tego samego roku dokonano

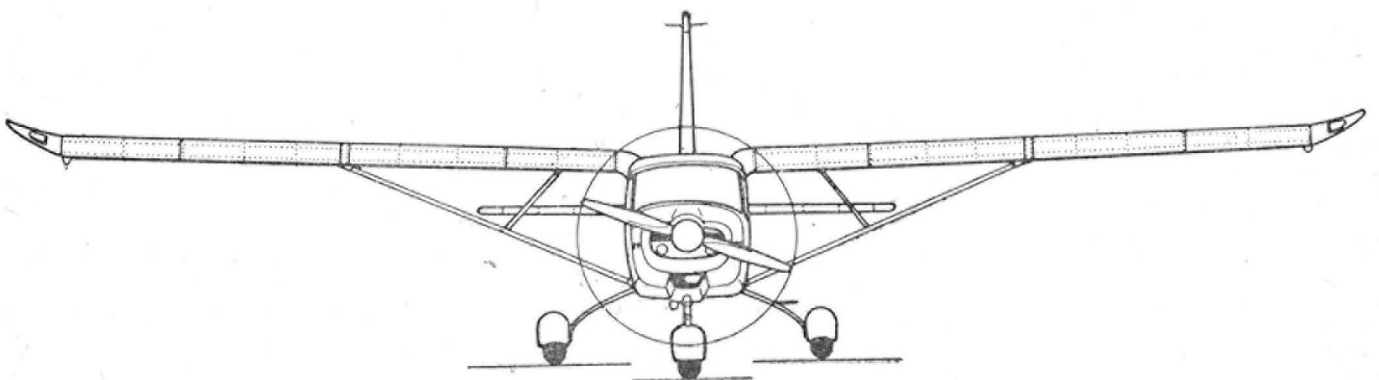
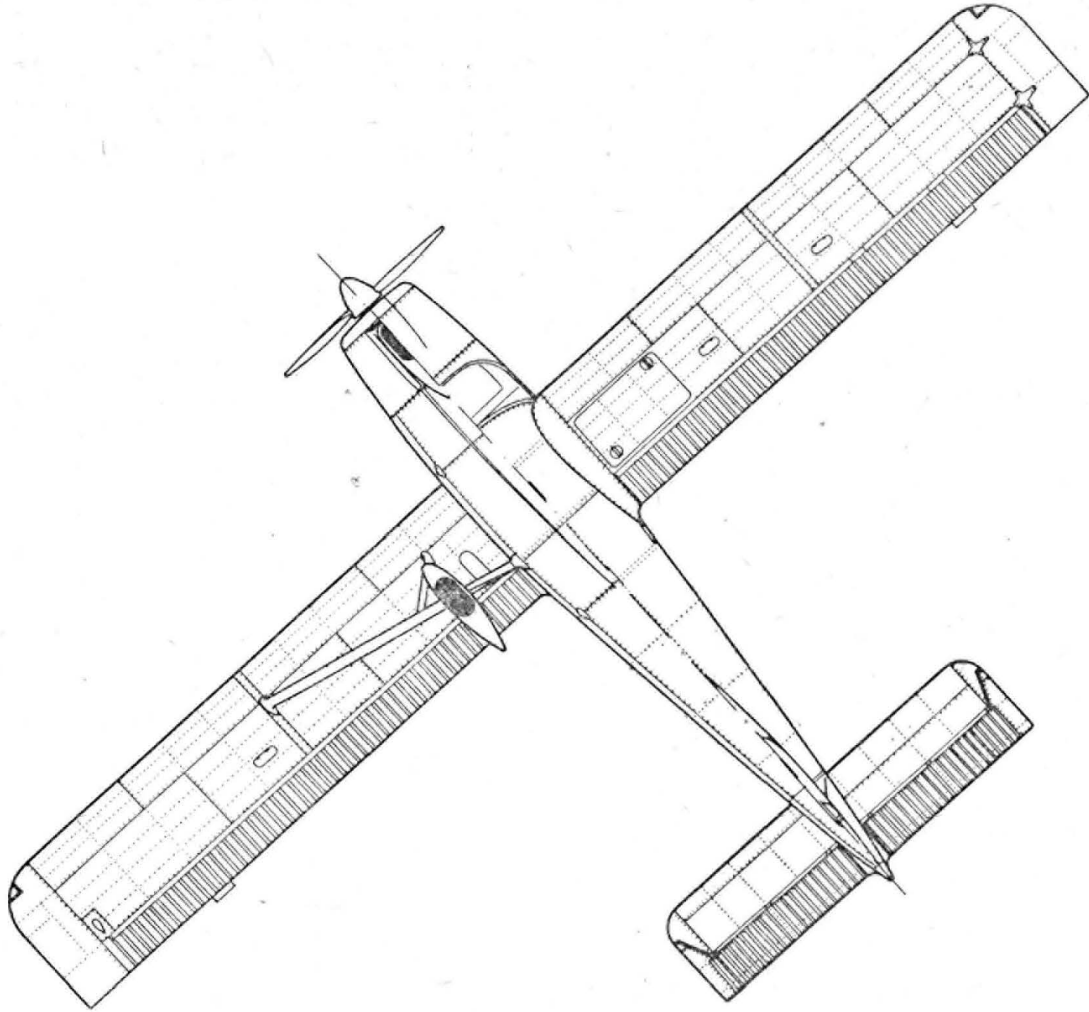
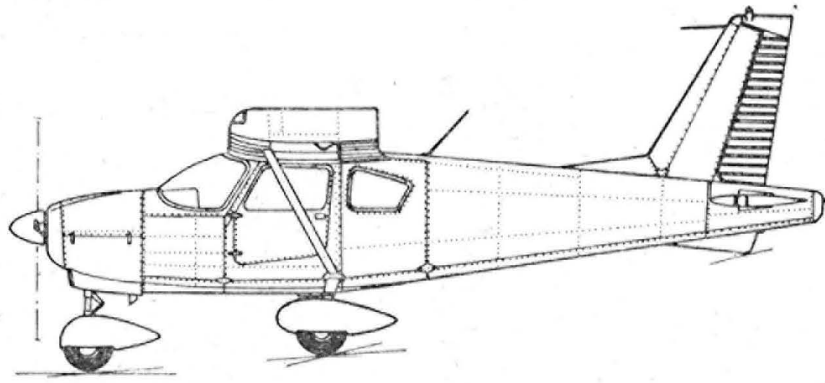
jego oblotu (G-AXFB, pilot A. J. Coombe). Wkrótce potem samolot wystawiono na Salonie Paryskim. W założeniach miał to być samolot wypełniający lukę między Cessną 172 a Cessną 150, przewyższający je przy tym niską pracochłonnością montażu (250±±500 h), a więc i ceną. Prosta konstrukcja była tak daleko posunięta, że produkcją kilku egzemplarzy samolotu mieli się zajmować uczniowie średniej szkoły technicznej. Produkcji seryjnej początkowo nie planowano. W 1969 r. nadeszło zamówienie na 100 egz. samolotu dla Australii i Nowej Zelandii. Zmiana sytuacji finansowej firmy Britten Norman, duża popularność samolotu Islander i prowadzenie prac nad jego nową wersją trzysilnikową Trislander skłoniły zarząd firmy do rozwiązania podpisanej już umowy z Australią i Nową Zelandią. Zbudowano tylko jeszcze jeden egzemplarz samolotu z silnikiem Lycoming 0-320 o mocy 118 kW. Choć produkcji nie podjęto, projekt nie został zaniechany. Piętnaście lat później, na wystawie lotniczej w Farnborough w 1984 r. samolot ten został znów wystawiony w innej wersji — z mocniejszym silnikiem i bogatszym wyposażeniem. Wyprodukowała go nowo założona firma NAC (Norman Aeroplanes Co., Sandown, W. Wight), powstała przez reorganizację firmy NDN, znanej z takich konstrukcji jak Firecracker i Fieldmaster. W samolocie wprowadzono wiele zmian czyniących go bardziej uniwersalnym. NAC-1 Freelance może być używany nie tylko w celach turystycznych, lecz także do szkolenia, holowania szybowców i transparentów, transportu ładunków oraz do prac agrolotniczych — z podwieszonym pod kadłubem zbiornikiem na chemikalia ciekłe (pojemność zbiornika 379 l).

Dane techniczne

Rozpiętość	11,99 m
Długość	7,21 m
Wysokość	2,90 m
Rozpiętość usterzenia	3,66 m
Cięciwa skrzydła	1,32 m
Baza podwozia	2,08 m
Rozstaw podwozia	2,18 m
Szerokość po złożeniu skrzydeł	3,66 m
Średnica śmigła	1,93 m
Długość wnętrza kabiny	2,69 m
Szerokość wnętrza kabiny	1,04 m
Wysokość w kabinie	1,22 m
Powierzchnia skrzydła	15,70 m <sup>2</sup>
Powierzchnia lotek	1,38 m <sup>2</sup>
Powierzchnia kłap	1,86 m <sup>2</sup>
Powierzchnia statecznika pionowego	0,72 m <sup>2</sup>
Powierzchnia steru kierunku	0,53 m <sup>2</sup>

Powierzchnia usterzenia poziomego	2,01 m <sup>2</sup>
Powierzchnia steru wysokości	1,24 m <sup>2</sup>
Wydłużenie skrzydła	9,15
Masa własna	635 kg
Masa startowa maks.	1111 kg
Obciążenie powierzchni maks.	70,74 kg/m <sup>2</sup>
Obciążenie mocy maks.	8,28 kg/kW
Prędkość maks.	225 km/h
Prędkość przelotowa	217 km/h
Prędkość minimalna bez kłap	95 km/h
Prędkość minimalna z kłapami	91 km/h
Wznoszenie maks.	4,07 m/s
Pułap	5180 m
Zasięg maks. (bez rez.)	1545 km
Długość startu na 15 m	421 m
Długość lądowania z 15 m	342 m

H.M.





Rosyjskie czasowniki i zwroty lotnicze (II)

- 1 — uszczelniać wziernik, u. pokrywę luku
- 2 — ustawiać się z kursem..., obrać kurs...
- 3 — wykonywać manewr; manewrować
- 4 — przerywać m.
- 5 — lecieć po nakazanej trasie
- 6 — nabierać wysokości, wznosić się
- 7 — przechodzić do wznoszenia, zaczynać wznoszenie (po starcie)
- 8 — kierować; naprowadzać
- 9 — przejmować obciążenia (o konstrukcji)
- 10 — doładowywać (np. silnik); wytwarzać nadciśnienie (w kabynie)
- 11 — przechylać (się)
- 12 — wychylać ster kierunku w prawo (w lewo)
- 13 — pochylać samolot, opuszczać maskę (silnika)
- 14 — zadzierać samolot, podnosić m. (s.)
- 15 — wychylać klapę przednią, opuszczać nosok skrzydła
- 16 — wyprzedzać (inny samolot w locie)
- 17 — wyłączać zasilanie elektryczne
- 18 — wchodzić w chmury
- 19 — wychodzić z chmur
- 20 — pokrywać się chmurami (o niebie)
- 21 — oczekiwać nad chmurami
- 22 — przebijać chmury
- 23 — wychodzić z chmur przy przebijaniu w górę
- 24 — zapobiegać oblodzeniu
- 25 — odladzać
- 26 — oblatywać samolot, dokonywać oblotu samolotu
- 27 — lecieć po kregu; l. po trasie okrężnej
- 28 — postępować w sytuacji awaryjnej
- 29 — opływać
- 30 — oceniać sytuację
- 31 — wprowadzać na orbitę
- 32 — odzyskać (utraconą) orientację (co do położenia)
- 33 — tracić o.
- 34 — odholować (np. na miejsce postoju)
- 35 — zakrecać odchodząc od szyku lub ustalonego kierunku lotu
- 36 — odprowadzać (samolot) lotem
- 37 — korygować odchylenie
- 38 — zwolnić hamulce
- 39 — opóźniać oderwanie strug
- 40 — odrywać się (o strugach); odrywać się od ziemi (o samolocie)
- 41 — otwierać spadochron
- 42 — opuszczać (samolot) ze spadochronem, ratować się na spadochronie
- 43 — zrzucić na spadochronie
- 44 — opadać na s.
- 45 — składać spadochron
- 46 — żeglować, wykonywać lot żaglowy; szybować
- 47 — namierzać
- 48 — odczytywać namiar
- 49 — pracować nierówno, p. z przerwami (o silniku)
- 50 — przeprowadzać (samoloty) lotem, rozprowadzać (s.) l.
- 51 — przesilić (pilota automatycznego), przesterować (p.a.)
- 52 — wprowadzać samolot w lot nurkowy
- 53 — wyprowadzać (s.) z lotu nurkowego
- 54 — nurkować, wykonywać lot nurkowy, lecieć lotem nurkowym
- 55 — wykonywać akrobację (lotniczą)
- 56 — pilotować, sterować
- 57 — p. ręcznie (bez użycia pilota automatycznego)

- 58 — lecieć wg przyrządów, l. na przyrządy, pilotować wg p.
- 59 — wykonywać lot ślizgowy, szybować
- 60 — wytracić prędkość
- 61 — żądać informacji o pogodzie, prosić o komunikat meteo
- 62 — przerywać doprowadzenie paliwa, odcinać dopływ p.
- 63 — usztywniać; wzmacniać (strukturę)
- 64 — podkołowywać, przykołowywać
- 65 — poszukiwać, prowadzić poszukiwania
- 66 — opuszczać (w locie) statek powietrzny, wyskakiwać
- 67 — wykonywać lot patrolowy, patrolować
- 68 — wyprowadzać samolot do lotu poziomego
- 69 — zawieszać loty
- 70 — badać w locie, wykonywać próby w l.
- 71 — przerywać lot
- 72 — usztywniać (konstrukcję)
- 73 — kontynuować lot
- 74 — obserwować l.; kontrolować l. (na radarze)
- 75 — wykonywać przelot
- 76 — w. zawis, w. lot w zawisie (o śmigłowcu)
- 77 — wyprowadzać z nienormalnego położenia
- 78 — utrzymywać położenie poziome (bez przechyłów i pochyleń)
- 79 — prosić o zgodę na lądowanie
- 80 — podchodzić do lądowania, zbliżać się, wykonywać zbliżanie
- 81 — lądować; przyjmować pasażerów na pokład
- 82 — lądować z wiatrem (tylnym)
- 83 — l. pod wiatr
- 84 — l.
- 85 — wodować, lądować na wodę
- 86 — przyprowadzać (samolot) lotem; dopasowywać
- 87 — dołączać do szyku
- 88 — przebijać chmurę
- 89 — zwałować się, przepadać
- 90 — nanosić trasę lotu (na mapę)
- 91 — opadać, przepadać, tracić wysokość
- 92 — wykonywać skok ze spadochronem
- 93 — wchodzić na (ostatnią) prostą do lądowania
- 94 — wiatrakować, obracać się „młynkiem”, autorotować (o śmigle)
- 95 — naprowadzać przez radio
- 96 — sterować radiem, s. przez radio, s. drogą radiową
- 97 — lecieć w wiązce (radaru lub radiolatarni)
- 98 — utrzymywać łączność radiową
- 99 — nawiązać l. r.
- 100 — odblokować (giroskop)
- 101 — otwierać się (o spadochronie); zakrecać; ustawiać się pod wiatr, wyostrzać (o wodnosamolocie)
- 102 — wchodzić w zakręt, wprowadzać w z.
- 103 — wykonywać z.
- 104 — wychodzić z zakrętu, wyprowadzać z z., podnosić z z.
- 105 — zarzucać, wykonać nagły niesterowany zakręt na ziemi
- 106 — zacieśniać zakręt, zaciągać z.
- 107 — rozpędzać (się)
- 108 — odciążać, zmniejszać obciążenie; wyładowywać (np. fracht)

K.D

Русские авиационные глаголы и обороты (II)

- 1 — задраивать люк
- 2 — ложиться на курс ...
- 3 — выполнять маневр; маневрировать
- 4 — прекращать м.
- 5 — следовать по заданному маршруту
- 6 — набирать высоту
- 7 — переходить в набор высоты
- 8 — наводить
- 9 — воспринимать нагрузку
- 10 — создавать наддув
- 11 — накрывать(ся)
- 12 — давать правую(левую) ногу
- 13 — опускать нос
- 14 — поднимать н.
- 15 — отклонять носок крыла вниз
- 16 — обгонять (самолет в полете)
- 17 — обесточивать
- 18 — входить в облака
- 19 — выходить из облаков
- 20 — затягиваться облаками
- 21 — ожидать за о.
- 22 — пробивать облака
- 23 — выходить из облачности при пробивании вверх
- 24 — предотвращать обледенение
- 25 — устранять (начавшееся) о.
- 26 — облетывать самолет
- 27 — о. по кругу
- 28 — действовать в аварийной обстановке
- 29 — обгекать
- 30 — оценивать обстановку
- 31 — выводить на орбиту
- 32 — восстанавливать ориентировку
- 33 — терять о.
- 34 — отбуксировать
- 35 — отворачивать (о самолете)
- 36 — отгонять (самолет)
- 37 — гасить отклонение
- 38 — отпускать тормозы
- 39 — затягивать отрыв потока
- 40 — отрывать(ся)
- 41 — вводить парашют, раскрывать п.
- 42 — покидать (самолет) с парашютом
- 43 — сбрасывать на парашюте, спускаться на п.
- 44 — спускаться на п.
- 45 — укладывать парашют
- 46 — парить
- 47 — брать пеленг
- 48 — отсчитывать п., считать п.
- 49 — работать с переборами
- 50 — перегонять (самолеты)
- 51 — пересиливать (автопилот)
- 52 — вводить самолет в пикирование
- 53 — выводить с. из пикирования
- 54 — пикировать
- 55 — выполнять фигурный пилотаж

- 56 — пилотировать
- 57 — п. вручную
- 58 — п. по приборам
- 59 — планировать
- 60 — погасить скорость
- 61 — запрашивать погоду
- 62 — прекращать подачу топлива
- 63 — подкреплять
- 64 — подруливать
- 65 — производить поиск
- 66 — покидать
- 67 — выполнять патрульный полет
- 68 — выходить в горизонтальный п.
- 69 — запрещать полеты
- 70 — испытывать в полете
- 71 — прекращать полет, прерывать п.
- 72 — придавать жесткость (конструкции)
- 73 — продолжать полет
- 74 — следить за полетом
- 75 — совершать крейсерский полет
- 76 — с.п. на режиме висения
- 77 — выходить из сложного положения
- 78 — сохранять горизонтальное положение
- 79 — запрашивать разрешение на посадку
- 80 — заходить на п.
- 81 — производить п.
- 82 — п. п. по ветру
- 83 — п. п. против ветра
- 84 — совершать п.
- 85 — приводняться
- 86 — пригонять
- 87 — пристраиваться (к группе самолетов)
- 88 — пробивать облако
- 89 — проваливаться
- 90 — прокладывать путь
- 91 — просаживаться (терять высоту)
- 92 — выполнять прыжок (с парашютом)
- 93 — выходить на посадочную прямую, в. на конечную п.
- 94 — работать в режиме ветрянки
- 95 — наводить по радио
- 96 — управлять по р.
- 97 — следовать по радиолучу
- 98 — поддерживать радиосвязь
- 99 — устанавливать р.
- 100 — разарретировать
- 101 — разворачиваться
- 102 — входить в разворот, вводить в р.
- 103 — выполнять р.
- 104 — выходить из разворота, выводить из р.
- 105 — совершать резкий неуправляемый разворот на земле
- 106 — увеличивать крутизну разворота, уменьшать радиус р.
- 107 — разгонять(ся)
- 108 — разгружать



## Wpływ deszczu i zanieczyszczeń powierzchni nośnej na zachowanie w locie samolotów o układzie kaczkii (II)

### Siły do sterowania dla warunków steru utrzymanego

Siły te zapewniają pilotowi „czucie” samolotu i wpływają na sposób poruszania sterami. Nie mogą one być zbyt duże i powinny dać się skompensować (wyważyć). Pochodzą one, ogólnie biorąc, z czterech źródeł:

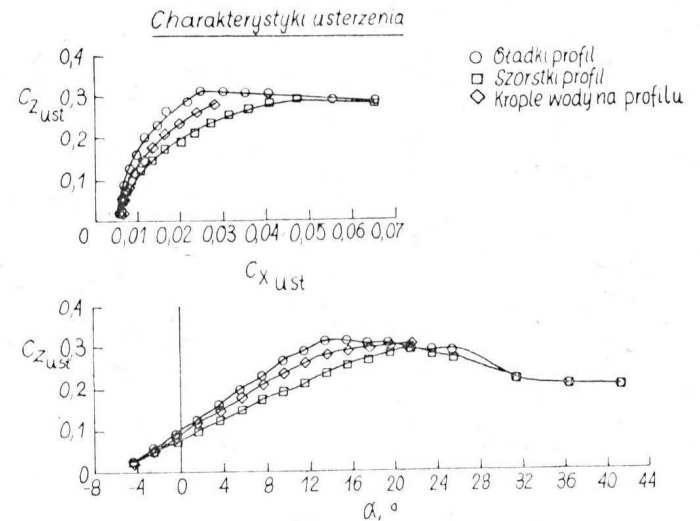
- od momentów zawiasowych steru wysokości,
- od klapki wyważającej,
- od tarcia w układzie sterowania,
- od masy i momentów bezwładności elementów układu sterowania.

Dwa ostatnie czynniki nie mają jednak w tym przypadku praktycznego znaczenia. Można założyć z dostateczną dokładnością, że zanieczyszczenia powierzchni powodują wyłącznie zmianę momentów zawiasowych steru wysokości.

Jeśli przed wystąpieniem zanieczyszczeń samolot był wyważony podłużnie (zerowa siła na drążku), to po ich wystąpieniu powstanie na drążku jakaś siła, która może spowodować zmianę jego położenia. Jeżeli pilot zdecyduje się utrzymać prędkość, to będzie musiał trzymać drążek albo przestawić klapkę wyważającą. Jeżeli ster nie będzie przestawiony, zmiana ograniczy się tylko do wyważenia, zaś ruch samolotu nie zmieni się. Zatem zanieczyszczenia powierzchni spowodują wyłącznie zmianę wyważenia samolotu (zmiana siły na drążku).

Wypada określić dwa znaczenia terminu „wyważenie podłużne” samolotu. Jedno z nich oznacza równowagę momen-

tów pochylających względem środka ciężkości (SC) samolotu. Drugie znaczenie odnosi się do siły na drążku — wyważenie odpowiada zerowej wartości tej siły. Natomiast stwierdzenie, że samolot jest całkowicie wyważony oznacza zarówno zerowy moment względem SC, jak i zerową siłę na drążku. W takiej sytuacji puszczenie drążka nie zmienia stanu lotu samolotu.



Rys. 2. — Wpływ zanieczyszczeń na usterzenie

### Warunki lotu z puszczeniem drążkiem

Zasadniczo po puszczeniu drążka usterzenie będzie pozostawało w takim położeniu, w którym występuje równowaga momentów względem jego osi zawieszona. Jeżeli samolot był całkowicie wyważony przed wystąpieniem zanieczyszczeń powierzchni nośnych, to stan ten ulegnie zmianie po ich wystąpieniu. Z puszczeniem drążkiem samolot zacznie, zależnie od kierunku zmiany momentu, zmniejszać lub zwiększać prędkość. Zmusza to pilota do zmiany położenia klapki wyważającej albo przytrzymania drążka, czyli ciągłego wywierania siły.

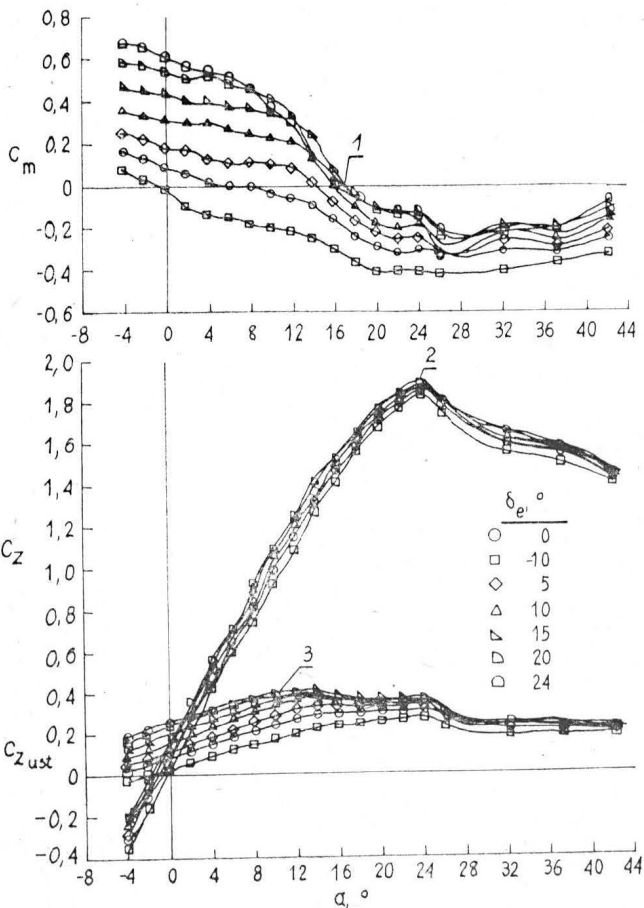
Obserwacje pilota albo pomiary wielkości siły lub zmiany położenia drążka pozwalają na określenie kierunku i wielkości wpływu zanieczyszczeń na właściwości lotne.

### Zachowanie samolotów klasycznych o układzie kaczkii

Zmiany zachowania w locie (ZZL) nie występują tak wyraźnie w samolotach o układzie klasycznym, jak w „kaczkach”, a to ze względu na fakt, że w układzie klasycznym praktycznie całą siłę nośną wytwarza skrzydło, toteż SC samolotu jest położony bardzo blisko punktu przyłożenia wypadkowej siły na skrzydło. Dlatego zmiany siły nośnej na skrzydło, nawet gdy wystąpią, nie powodują dużych zmian wyważenia podłużnego. Ponadto profile używane w samolotach o układzie klasycznym są z reguły mniej wrażliwe na zanieczyszczenia, zaś usterzenie poziome, znajdujące się na dużym ramieniu, jest wystarczająco efektywne, aby przezwyciężyć nawet dużą zmianę momentu w kierunku podłużnym.

Dwie cechy, wspólne dla układów kaczkii oraz tandem, czynią samoloty podatnymi na wpływ zanieczyszczeń powierzchni nośnej. Są to:

- istotny udział każdej z powierzchni nośnych w wytwarzaniu sił aerodynamicznych, równoważących ciężar,
- umieszczenie steru wysokości na przedniej powierzchni nośnej.



Rys. 1. Charakterystyki aerodynamiczne VariEze: 1 — maks. kąt wyważenia, 2 — oderwanie na skrzydło, 3 — oderwanie na usterzeniu

Dlatego zmiana właściwości aerodynamicznych przedniej powierzchni nośnej ma istotny wpływ na zachowanie samolotu po wystąpieniu zanieczyszczeń. Jednak wpływ zanieczyszczeń na poszczególne charakterystyki aerodynamiczne jest bardzo różnorodny i wynikowe zachowanie się samolotu może być bardzo różne. Szczególnie ważne są zmiany:

- długości startu i prędkości oderwania,
- długości lądowania i prędkości przy lądowaniu,
- sił na drążku i położenia klapki wyważającej,
- sterowania podczas startu i podejścia do lądowania.

Znajomość reakcji samolotu na poszczególne zmiany charakterystyk aerodynamicznych pozwala na zidentyfikowanie przyczyn i znalezienie metod poprawy sytuacji. Poniżej podano reakcje samolotu na poszczególne zmiany jego aerodynamiki.

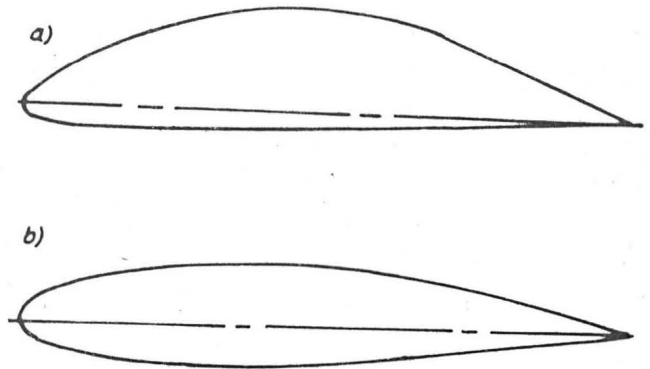
● Zmiana wyłącznie oporu spowodowana zanieczyszczeniem wywołuje zwiększenie opadania (lub zmniejszenie wznoszenia) i jest przyczyną nieznacznego „opuszczania nosa” samolotu. Kąt natarcia i prędkość lotu — poza prędkością maksymalną — pozostają bez zmiany.

● Zmiana (zmniejszenie) wyłącznie siły nośnej powoduje zwiększenie prędkości lotu, co z kolei powoduje zwiększenie oporu. Zatem zmieni się prędkość opadania i kąt toru lotu.

● Zmiana wyłącznie momentu pochylającego powoduje zmianę kąta natarcia, co z kolei wywołuje zmiany kąta toru lotu, prędkości i opadania. Kierunek tych zmian zależy od wzajemnego stosunku zmian siły nośnej skrzydła i usterzenia. Największe zmiany kąta toru wystąpią przy zmniejszeniu siły nośnej na usterzeniu przy niskich prędkościach lotu.

● Zmiana wyłącznie momentu zawiasowego steru wysokości zmienia prędkość tylko wtedy, gdy drążek jest puszczony. Dla drążka trzymanego występuje zmiana siły, w konsekwencji pilot jest zmuszony do przestawienia klapki wyważającej.

Wypada zauważyć, że przyrosty siły nośnej od wychylenia steru wysokości (odległości pomiędzy krzywymi siły nośnej na usterzeniu) maleją w miarę wychylenia steru wysokości w dół. Szczególnie wyraźnie występuje to dla kątów natarcia powyżej ok.  $10^\circ$ . Ponadto widać, że przeciągnięcie usterzenia występuje przy kącie natarcia ok.  $14^\circ$ , gdy ster nie jest wychylony, ale przy  $8^\circ$ , gdy ster jest całkowicie wychylony w dół.



Rys. 4. Porównanie profili skrzydła i usterzenia: a) usterzenie, profil GU 25-5(11)8, b) skrzydło, profil zmodyfikowany NASA GAW-1

W rezultacie wychylenie steru w dół zmniejsza efektywną nośność usterzenia i przyspiesza oderwanie na całym usterzeniu. Należy zauważyć, że to usterzenie ma ster wykonany tak jak klapa szczelinowa, a zatem jest skuteczniejsze pod względem wytwarzania siły nośnej niż znacznie prostsze, przeciętne usterzenia stosowane w „kaczkach”.

Na rys. 2 podane są trzy grupy danych, dotyczących usterzenia o suchej i gładkiej powierzchni, usterzenia o krawędzi natarcia sztucznie szorstkiej (niewielkie ilości przyklejonego piasku) oraz usterzenia o powierzchni gładkiej, ale spryskanej wodą za pomocą dysz symulujących opad atmosferyczny (tylko jedna połowa usterzenia była zwilżona). Wychylenie steru jest zerowe dla wszystkich przypadków.

Dla drugiej grupy danych obserwuje się zmniejszenie o ok. 27% nośności usterzenia dla normalnego zakresu kątów natarcia. Oznacza to, że dla usterzenia z piaskiem, symulującym silne zanieczyszczenie przez owady, występuje bardzo wyraźna zmiana charakterystyki aerodynamicznej usterzenia.

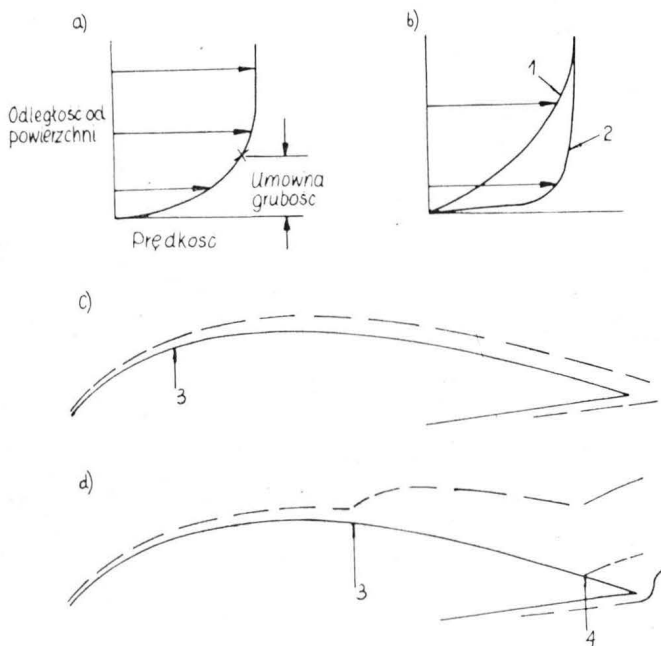
Zmiany powodowane kroplami deszczu są prawie tak samo intensywne; należy zwrócić uwagę na fakt, że krzywa odnosi się do usterzenia, którego tylko jedna połowa została zwilżona.

Jednocześnie występują też odpowiednie zmiany oporu. Oczywiście wpływ zanieczyszczeń na wzrost oporu szybowców był znany od lat i jest związanym z wcześniejszym przejściem opływu laminarnego w turbulentny, ale nie wywoływało to zmian siły nośnej przy prędkościach przelotowych. Jednakże analogiczny spadek siły nośnej występuje na pewnych profilach o dużej grubości względnej. Jest on związany nie z przejściem opływu laminarnego w turbulentny, lecz z oderwaniem w pobliżu krawędzi natarcia, zachodzącym przy małych kątach natarcia.

#### Przyczyny wrażliwości usterzenia na zanieczyszczenia powierzchni

O wystąpieniu spadku siły nośnej decydują zjawiska zachodzące w warstwie przyściennej. Rozkład prędkości przepływu w pobliżu profilu (w warstwie przyściennej) jest pokazany na rys. 3a. Granica warstwy przyściennej ma charakter nieco umowny. Przyjmuje się, że leży ona w takiej odległości od powierzchni, w której lokalna prędkość przepływu stanowi pewien umowny procent prędkości strumienia. Zresztą istotna jest nie sama grubość bezwzględna tej warstwy, ale przebieg grubości wzdłuż cięciwy.

Przebieg w pobliżu noska profilu jest laminarny, przy czym grubość warstwy przyściennej nieco zwiększa się w miarę oddalania od krawędzi natarcia. Taki przepływ daje niskie wartości oporu profilowego. W pewnym punkcie jednak ruch cząstek powietrza zmienia charakter, staje się nieuporządkowany. Ten punkt zwany jest punktem przejścia. Rozkład prędkości w warstwie przyściennej jest pokazany na rys. 3b. Przepływ typu burzliwego daje znacznie większe opory, ponadto strugi powietrza nie poruszają się już tak dokładnie wzdłuż obrysu profilu. Choć siła nośna profilu nie zmienia się wskutek tego w sposób istotny, taki przepływ



Rys. 3. Przepływ wokół profilu: 1 — przepływ turbulentny, 2 — przepływ laminarny, 3 — punkt przejścia, 4 — oderwanie

Ilustracją wpływu zanieczyszczeń na samolot o układzie różnym od klasycznego mogą być dane aerodynamiczne samolotu VariEze uzyskane z badań wykonanych przez NASA. Dane te nie mogą być jednak bezkrytycznie przenoszone na inne samoloty, gdyż różnice układu i rozwiązań konstrukcyjnych istotnie wpływają na zachowanie samolotu. Pokazują jednak tendencje i charakter poszczególnych wpływów.

#### Dane tunelowe dla VariEze

Na rys. 1 pokazano zmiany siły nośnej usterzenia i całego samolotu w zależności od zmiany kąta natarcia i wychylenia steru wysokości. Dane dla usterzenia są podane w przeliczeniu na powierzchnię skrzydła, stąd wartości  $C_z$  są tak niskie. Jednak dzięki temu możliwe jest bezpośrednie porównanie udziałów nośności poszczególnych powierzchni w nośności całego samolotu.

ułatwia oderwanie strug. Jeżeli to nastąpi, spadek siły nośnej będzie bardzo wyraźny.

Dwoma podstawowymi czynnikami decydującymi o wystąpieniu oderwania są: grubość warstwy przyściennej oraz położenie punktu przejścia. Jeżeli punkt przejścia znajduje się na przodzie profilu, gdzie warstwa przyścienna jest cienka, warstwa ta staje się grubsza bezpośrednio za punktem przejścia (rys. 3e), ale ogólna prędkość w warstwie przyściennej, czyli poziom energii tej warstwy, jest stosunkowo wysoki. W takim przypadku tendencja do oderwania opływu nie występuje. Natomiast jeżeli punkt przejścia jest położony dość daleko od krawędzi natarcia profilu, gdzie warstwa przyścienna jest gruba i cząstki powietrza poruszające się w niej straciły większość energii, wtedy tworzy się o wiele grubsza warstwa turbulenta (rys. 3d), a poziom energii jest bardzo niski. Stwarza to tendencję do oderwania opływu.

Wznosząca się część przednia obrysu profilu stwarza dodatni gradient ciśnienia, który wpływa tłumiąco na turbulencję przepływu, co powoduje, że punkt przejścia znajduje się stosunkowo daleko z tyłu.

Opadająca część tylna obrysu profilu stwarza ujemny gradient ciśnienia w warstwie przyściennej, co przyspiesza przejście do przepływu turbulentnego, a także ułatwia oderwanie opływu.

Profil, który przy zerowej sile nośnej ma większy ujemny gradient ciśnienia w części tylnej, będzie też wykazywał oderwanie przy mniejszym współczynniku siły nośnej.

Na rys. 4 pokazano profil GU 25-5(11)8 użyty na usterzeniu VariEze. Gu 25 i jego odmiany są powszechnie używane na usterzenia prawie wszystkich samolotów o układzie

kaczki współcześnie produkowanych i użytkowanych. Jest to profil laminarny, opracowany tak, aby dawał duże współczynniki siły nośnej przy małych liczbach Reynoldsa, a jego właściwości przeciągnięcia czynią go lepszym dla pracy przy dużym obciążeniu, charakterystycznej dla usterzenia samolotu o układzie kaczki.

Profil GU zawdzięcza swoje charakterystyki dużej (20%) grubości względnej i tylnemu położeniu punktu największej grubości. Ma on przepływ laminarny na ok. 55% cięciwy na powierzchni górnej i na jeszcze większej części powierzchni dolnej, co zapewnia mu mały opór.

Porównanie z profilem NASA GAW-1 (zmodyfikowanym) (rys. 4) użytym na skrzydło VariEze pokazuje, że GU ma większą grubość.

Profil GU w normalnych warunkach zachowuje swoje właściwości laminarne aż do kąta krytycznego. Jednakże jeżeli przepływ staje się turbulentny wskutek szorstkości noska (zanieczyszczenia), może wystąpić znacznie wcześniejsze oderwanie opływu.

Można dodać, że inne typy profili, takie jak np. profil użyty na skrzydło, nie są tak wrażliwe na zanieczyszczenia, gdyż:

— kształt części przedniej powoduje, że punkt przejścia znajduje się dużo bardziej z przodu,

— niekorzystny gradient ciśnienia na części tylnej profilu nie jest tak silny.

Można przypuszczać, że niektóre profile podobne do GU, w tym także pewne modyfikacje GU, są mniej wrażliwe na zanieczyszczenia, zatem są odpowiedniejsze na usterzenia samolotów o układzie kaczki.

• Opracował A. Kardymowicz

## Propozycja nowej umowy poolowej między przewoźnikami lotniczymi

Mgr JACEK LEWANDOWSKI

Jeszcze przed wybuchem II wojny światowej, w zaraniu rozwoju lotnictwa cywilnego, a ściślej transportu lotniczego, szukano rozwiązań prowadzących do podjęcia współpracy między przewoźnikami. W latach dwudziestych została stworzona idea wspólnej eksploatacji linii międzynarodowych. Jej podstawą prawną była umowa poolowa. Odtąd taka forma międzynarodowej współpracy między firmami lotniczymi znajduje coraz większe zastosowanie.

Umowa poolowa powinna zmniejszać ostrość konkurencyjnej walki między przewoźnikami przez: jednakową częstotliwość rejsów, oferowanie jednakowej liczby miejsc pasażerskich, wykorzystanie jednakowych typów samolotów (jeśli to możliwe), jednakową stawkę poolową, podział potencjału pasażerów między przewoźników, podział zysku poolowego, ograniczenie dopłat poolowych. Tradycyjna umowa poolowa nie zlikwidowała jednak konkurencji między przewoźnikami, lecz ją zakamufłowała. Najdogodniejszą pozycję w poolu miał zawsze ten partner, który miał większe możliwości finansowe.

Między przedsiębiorstwami lotniczymi krajów socjalistycznych współpraca poolowa na międzynarodowych liniach lotniczych jest również popularna. Przy wspólnych zasadach ekonomicznej współpracy między państwami socjalistycznymi można zauważyć różnorodność form działających umów poolowych. Między Aeroflotem a ČSA istnieje jedna forma umowy poolowej. Między Aeroflotem a LOT-em obowiązuje inna umowa poolowa. Między liniami lotniczymi LOT, ČSA, Malev, Bałkan, Tarom, Interflug istnieje tzw. „sześciopool”. Umowy te zwierają wiele różnych możliwości zwiększenia podziału zysków na korzyść jednego z partnerów. Największe znaczenie ma ustalenie wielkości stawki poolowej, a także sposób podziału zysku poolowego.

Jeśli warunki poolu są korzystne dla jednego z partnerów, będzie się on starał zwiększyć stawkę poolową, aby zwiększyć ogólny stan zysku poolowego, który następnie podlega podziałowi. Manipulowanie stawką poolową może przynieść oczekiwany rezultat również wtedy, gdy jej wiel-

kość ulegnie obniżeniu. Zmniejszenie wartości stawki poolowej stwarza możliwość zwiększenia przez partnerów części zysku nie wniesionego w pool. Przedsiębiorstwa podejmują decyzję o zwiększeniu albo zmniejszeniu stawki poolowej na podstawie swojego ogólnego bilansu finansowego. W ten sposób w ustaleniu wielkości stawki także ujawnia się konkurencyjność wzajemnych stosunków między przedsiębiorstwami lotniczymi krajów socjalistycznych.

Podział zysku poolowego w proporcji 50 : 50 stwarza także możliwość konkurencji, chociaż pool może wydawać się sprawiedliwy dla obydwóch partnerów. Problem w tym, że koszty eksploatacji linii lotniczych mogą być o wiele większe dla jednego z partnerów.

Umowa poolowa powinna być ekonomicznie jednakowo wygodna dla wszystkich przedsiębiorstw lotniczych, wykluczająca konkurencyjność w ich współpracy, i jedna dla wszystkich przewoźników.

Dodatnimi przesłankami do stworzenia jednej formy umowy poolowej dla przedsiębiorstw lotniczych krajów socjalistycznych są:

— działający system EAPT, EAGT (taryfy dla pasażerów i towarów),

— unifikacja samolotowego parku państw socjalistycznych,

— standard usług dla pasażerów,

— międzynarodowy podział pracy i kooperacja krajów socjalistycznych w produkcji i eksploatacji parku samolotowego,

— integracja i długookresowe ustalenie ekonomicznych stosunków związanych z naturalnymi i technicznymi resursami (paliwo lotnicze, części zapasowe, silniki i inne o przyrządowanie lotnicze).

Jest to także sprzyjająca sytuacja do wypracowania wspólnych wskaźników oceny efektywności międzynarodowych przewozów poolowych między przewoźnikami krajów socjalistycznych oraz wspólnej zasady podziału zysku z poolu.

## System wspólnych wskaźników efektywności międzynarodowych przewozów poolowych między przewoźnikami socjalistycznymi

- Wskaźnik ogólnego efektu poolu:
- czysty zysk poolowy:

$$P_n = \sum_i D_i^n - \sum_i R_i^n$$

- jakość kosztów poolowych:

$$\rho_n = \frac{\sum_i D_i^n}{\sum_i R_i^n}$$

Wskaźniki ogólnego efektu poolu wyliczane są w walucie ekwiwalentnej.

- Wskaźniki efektywności poolu dla jednego partnera:
- czysty zysk poolowy (w walucie ekwiwalentnej):

$$P_n^i = (\rho_n^i - 1) R_n^i$$

- walutowy zysk poolu:

$$P_j^i = D_j^i - R_j^i$$

- gospodarczy walutowy efekt poolu:

$$E_w^i = \frac{\sum_j \pi_j^i \cdot V_j^i}{R_{bH}^i}; \quad V_j^i = \frac{D_j^i}{R_{bH}^i}$$

- rentowność poolu:

$$q^i = \frac{\sum_j P_j^i V_j^i + P_{bH}^i}{R_{bH}^i + R_{bH}^H}$$

gdzie:

- $D_i^n$  — zysk poolowy  $i$ -tego partnera,
- $D_j$  — zysk w  $j$ -tej walucie,
- $R_i^n$  — koszty  $i$ -tego partnera,
- $R_j$  — koszty w  $j$ -tej walucie,
- $V_j^i$  — efekt gospodarczy  $i$ -tego partnera w  $j$ -tej walucie,
- $R_{bH}^i$  — koszty w walucie wewnętrznej,
- $R_{bH}^H$  — koszty niepoolowe ze wspólnie eksploatowanych linii.

Wychodząc z ww. przesłanek jako jedynej formy, proponowana umowa zysków i kosztów powinna być stworzona na zasadach:

- stymulacji wpływu partnerów poolu na zwiększenie jego efektywności,
- sprawiedliwego i jednakowo efektywnego z ekonomicznego punktu widzenia podziału zysku poolowego między partnerami-przewoźnikami.

### Części składowe zysków i kosztów wnoszonych przez partnerów w pool

Jest to jakościowo nowy pool, różniący się od istniejącego poolu zysków i kosztów Joint Venture albo Joint Operation Agreement. Proponowana umowa poolowa, którą nazwano Ekonomicznie Efektywny Pool (EEP) powinna być tworzona na podstawie zysków i kosztów wnoszonych w pool.

Częściami składowymi zysków powinny być zyski: z przewozu pasażerów i towarów, z opłat prowizyjnych, za techniczną i handlową obsługę samolotów, za tankowanie paliwa przez samoloty partnera na przeloty po wspólnie eksploatowanych liniach lub rejsach.

Zyski z przewozów pasażerów powinny obejmować wszystkie zyski z przewozu, z wyłączeniem zysków za ruch pasażerski drugiej strefy walutowej (kraje kapitalistyczne z walutą wymiennalną). Jest to podyktowane kosztami ponoszonymi przez przedsiębiorstwa lotnicze, także w walucie krajów kapitalistycznych (na wyższenie pasażerów, remont i konserwację maszyn i urządzeń produkcji zachodniej), chociaż stanowią one nieduży procent ogólnych kosztów na tych liniach.

Zyski z opłat prowizyjnych za sprzedaż dokumentów przewozowych przez jednego partnera na samoloty drugiego partnera powinny być ustalone na podstawie umowy między zainteresowanymi stronami, ze szczególnym uwzględnieniem wielkości przewozów pasażerskich wg kierunków.

Zyski za techniczną i handlową obsługę, a także za starty i lądowania, ustala się na podstawie stałych stawek, omówionych w umowie EAPT, proporcjonalnie do częstotliwości lotów partnerów.

Włączenie zysków za tankowanie paliwa przez samoloty partnera jest ważne dlatego, że ceny w różnych państwach socjalistycznych nie są jednakowe.

W skład kosztów powinny być włączone koszty: tankowania paliwa, technicznej obsługi i napraw głównych samolotów i silników, technicznej i handlowej obsługi samolotów, startów i lądowań, amortyzacyjne koszty wykorzystywanego parku samolotowego, łączności, koszty związane z obsługą pasażerów i towarów, koszty opłat prowizyjnych.

Koszty paliwa to koszty tankowania w punktach startu i lądowania (w celu powrotu), a także tankowania związanego z przelotem na naprawy główne, proporcjonalnie do nalotu godzin na wspólnie eksploatowanych liniach.

Unifikacja samolotowego parku państw socjalistycznych w RWPG pozwala na ustalenie wspólnych kosztów napraw głównych tak samolotów Aeroflotu, jak i samolotów innych socjalistycznych przedsiębiorstw lotniczych, proporcjonalnie do nalotu godzin na wspólnych liniach, które także powinny być włączone w pool.

Koszty technicznej i handlowej obsługi, startów i lądowań powinny być formowane na podstawie stawek umowy EAPT (podpisanej między przedsiębiorstwami lotniczymi socjalistycznych państw 15 kwietnia 1963 r.).

Włączenie w pool kosztów amortyzacji parku samolotowego wykorzystywanego na wspólnych liniach nie było dotychczas spotykane w umowach poolowych, gdyż ustala się w nich typy samolotów zbliżone pod względem liczby miejsc pasażerskich i równą częstotliwość lotów.

Celowe jest włączenie kosztów amortyzacyjnych do poolu socjalistycznych przedsiębiorstw lotniczych, proporcjonalnie do nalotu godzin. Loty na wspólnych liniach lotniczych lub nawet poszczególne rejsy powinny być realizowane przede wszystkim przez te przedsiębiorstwa lotnicze, które ponoszą najniższe koszty amortyzacyjne przeliczone na walutę ekwiwalentną. Jest to motywacją do wzrostu czystego zysku w poolu i odpowiedniego udziału każdego partnera w podziale zysku poolowego. Włączenie kosztów amortyzacyjnych do poolu może także dodatnio wpłynąć na unifikację struktury parku samolotowego w socjalistycznych przedsiębiorstwach lotniczych.

Koszty łączności związane są z połączeniami telefonicznymi, telegraficznymi i telexowymi między przedstawicielstwem a przedsiębiorstwem. Włączenie tych kosztów w pool stworzy możliwość zwiększenia operatywności we współpracy między partnerami podczas wypełniania warunków poolowych.

Koszty obsługi pasażerów i towarów powinny obejmować wszystkie koszty ponoszone przez przewoźnika podczas odprawy pasażerów i towarów na wspólnie eksploatowanych liniach.

Włączenie kosztów aprowizacyjnych w pool stwarza możliwość aktywniejszego zwiększania liczby przewożonych pasażerów, co jest szczególnie ważne przy niesymetryczności potencjału pasażerskiego.

Formowanie poolu wg zysków i kosztów stwarza możliwość zwiększenia ogólnego efektu poolu, a także zapewnia sprawiedliwy podział czystego zysku poolowego. Czynnikiem pobudzającym będzie jakość kosztów. Podział zysku poolowego proporcjonalnie do wielkości i jakości kosztów będzie łączyło wszystkich partnerów i wpływało dodatnio na ekonomikę socjalistycznych przedsiębiorstw lotniczych, wspólnie realizujących przewozy w RWPG.

Ekonomicznie Efektywny Pool (EEP) jest jakościowo nową formą umowy handlowej w pełni odpowiadającą zasadom ekonomicznej współpracy między państwami socjalistycznymi.

**PRENUMERATA ROCZNA  
NAJPEWNIJszą FORMĄ NABYCIA  
NASZEGO CZASOPISMA**

# Wpływ konstrukcji silników turbinowych na bezpieczeństwo lotu

Mgr inż. MICHAŁ ŁAGOSZ  
Prof. dr hab. inż. STEFAN SZCZECIŃSKI  
Wojkowska Akademia Techniczna

Produkowane współcześnie lotnicze silniki turbinowe mają coraz mniejsze masy jednostkowe, co niewątpliwie świadczy o wzrastającej doskonałości konstrukcji. Uzyskuje się to m.in. przez stosowanie nowych materiałów konstrukcyjnych oraz przez optymalne pod względem wytrzymałościowym projektowanie konstrukcji. Drugi z wymienionych sposobów prowadzi do uśrednienia rozkładów naprężeń w podstawowych częściach silników, a przede wszystkim zbliżenia ich wartości do granicy naprężeń dopuszczalnych w skrajnych warunkach obciążeń. Taki sposób postępowania narzuca z kolei konieczność zawężenia pola tolerancji wykonawczych oraz stosowania szczególnie precyzyjnej technologii produkcji.

Niewielkie odchylenie od założonej technologii może stać się przyczyną awarii silnika. Szczególnie groźne w skutkach są awarie zespołu wirnikowego, które z reguły pozbawiają samolot lub śmigłowca napędu. Ponadto w przypadkach urwania się łopatki lub fragmentu tarczy wirnikowej elementy te są zdolne do przebicia kadłuba silnika, a tym samym mogą spowodować uszkodzenia kadłuba samolotu lub śmigłowca i jego instalacji, zagrażając bezpieczeństwu lotu.

Awaria zespołu wirnikowego polegająca na urwaniu się którejkolwiek części wirującej może nastąpić nie tylko wskutek niewłaściwej technologii wytwarzania. Oprócz przyczyn, które można określić jako technologiczne, należy również wyróżnić przyczyny konstrukcyjne i eksploatacyjne.

Do grupy przyczyn konstrukcyjnych należy zaliczyć wszystkie niedoskonałości (wady) konstrukcji, które mogą spowodować awarię. Za przyczyny konstrukcyjne można uznać m.in. występowanie rezonansów drgań części lub zespołów w zakresie roboczych prędkości obrotowych czy zbyt małe wartości współczynników bezpieczeństwa.

Wszystkie możliwości zaistnienia awarii wskutek niewłaściwej eksploatacji bądź też przypadkowych zdarzeń tworzą grupę przyczyn eksploatacyjnych. Mogą nimi być np.: dłuższa praca silnika w zakresach rezonansowych prędkości obrotowych, zassanie do wlotu zanieczyszczeń mechanicznych czy wpadnięcie do wlotu dużego ptaka.

Ze względu na bezpieczeństwo lotu, w przypadku wystąpienia awarii zespołu wirnikowego wskazane jest, aby skutki tej awarii ograniczyły się wyłącznie do samego silnika, umożliwiając dalszą, choć w ograniczonym zakresie, pracę zespołu napędowego. Skrajnym skutkiem może być awaryjne wyłączenie silnika, co w samolotach wielosilnikowych nie zagraża w istotny sposób bezpieczeństwu lotu, a w samolotach jednosilnikowych uniemożliwia bezpieczne lądowanie.

Jeśli skutki awarii zespołu wirnikowego rozszerzą się poza silnik, istnieje poważne zagrożenie bezpieczeństwa lotu ze względu na możliwość powstania pożaru lub uszkodzenia instalacji płatowca niezbędnych do jego prawidłowego funkcjonowania, nawet w przypadku niesprawności zespołu napędowego.

Wymienione możliwości wystąpienia awarii i potwierdzająca je praktyka eksploatacyjna wskazują, że niezbędne jest prowadzenie badań i analiz mających na celu ocenę możliwego zakresu uszkodzeń w przewidywanych przypadkach awarii zespołów wirnikowych oraz ocenę możliwości ograniczenia skutków awarii najbardziej zagrażających bezpieczeństwu lotu.

Powyższą analizę można przeprowadzić np. oceniając energię kinetyczną łopatek wirnikowych i tarcz nośnych przy maksymalnej prędkości obrotowej wirnika.

Wartość energii oderwanej wskutek awarii łopatki wirnikowej czy części tarczy nośnej ma decydujący udział w wielkości ewentualnych uszkodzeń pozostałych części silnika i płatowca znajdujących się na torze przemieszczeń oderwanej części. Dla celów porównawczych przeprowadzono ocenę energii części wirujących: pojedynczych łopatek, całych palisad łopatkowych oraz tarcz nośnych kilku wy-

branych silników turbinowych znajdujących się w eksploatacji w naszym lotnictwie.

Energię kinetyczną piór łopatek wirnikowych wyznaczono za pomocą podstawowej zależności:

$$E_{kp} = \frac{1}{2} I_p \cdot \omega^2 \quad (1)$$

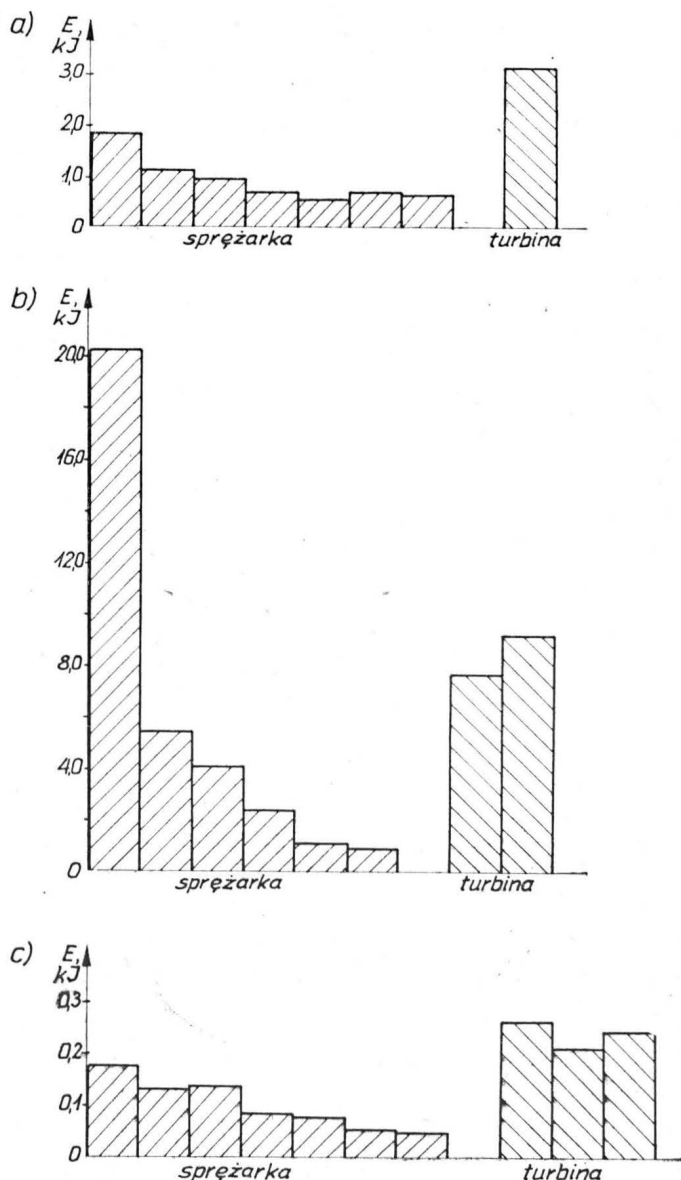
gdzie:

$\omega$  — prędkość kątowna wirnika,

$I_p$  — moment bezwładności pióra łopatki względem osi obrotu wirnika.

Z wystarczającą dla prowadzonej oceny dokładnością posłużono się uproszczonym wzorem:

$$I_p = m_p \cdot R_{sm}^2 + \frac{m_p}{3 \cdot L} [(L - L_{sm})^3 + L_{sm}^3]$$



Rys. 1. Graficzne zestawienie energii kinetycznej piór łopatek wirnikowych: a) turbinowy silnik odrzutowy o małym ciągu, b) turbinowy silnik odrzutowy o średnim ciągu, c) turbinowy silnik śmigłowy

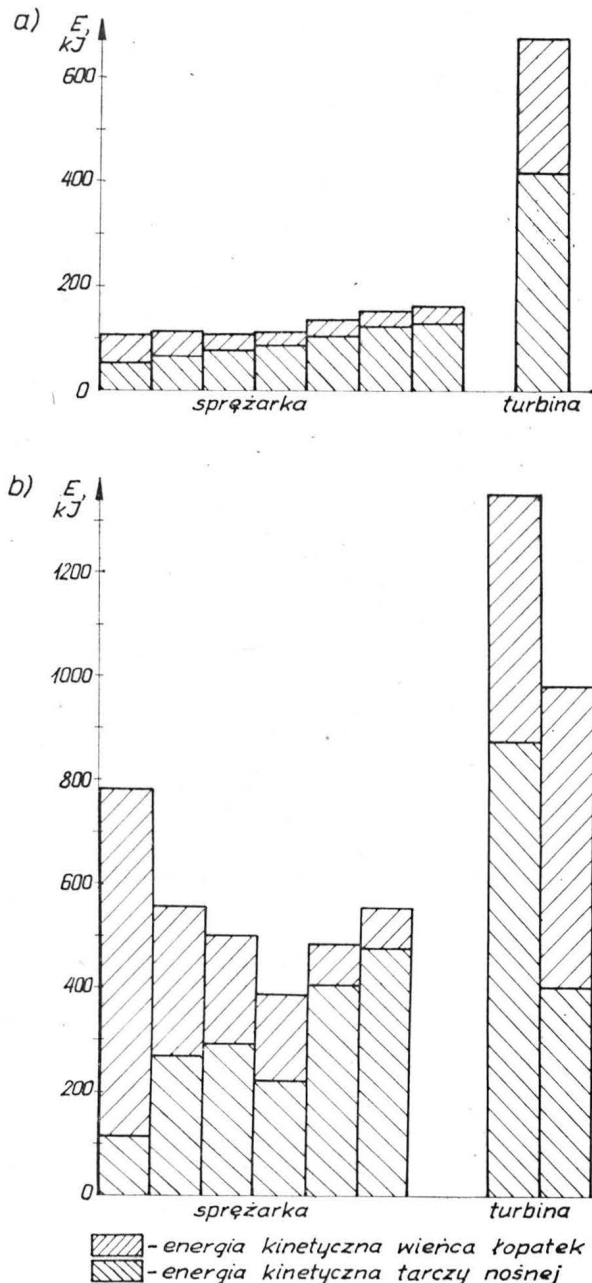
gdzie:

- $m_p$  — masa pióra,
- $L$  — długość pióra,
- $L_{sm}$  — odległość środka masy pióra od jego podstawy,
- $R_{sm}$  — promień obrotu środka masy pióra.

Na rys. 1 przedstawiono graficznie zestawienie wartości energii kinetycznej, jaką mają pióra łopatek kolejnych stopni sprężarki przy maksymalnej prędkości obrotowej.

W przypadku turbinowego silnika odrzutowego o małym ciągu (rys. 1a) znaczącą wartość energii mają pióra łopatek turbiny i stopni wlotowych sprężarki. W turbinowym silniku odrzutowym o średnim ciągu (rys. 1b) zdecydowanie największą energię kinetyczną mają pióra łopatek pierwszego stopnia sprężarki, a następnie pióra łopatek obu stopni turbiny. Decyduje o tym znaczna masa stalowej łopatki sprężarki (ok. 0,5 kg) i względnie duża prędkość obwodowa, gdyż stopień ten jest stopniem naddźwiękowym. W turbinowym silniku śmigłowym o małej mocy (rys. 1c) wartości energii są o rząd wielkości mniejsze, co wynika ze względnie małych wymiarów promieniowych zespołu wirnikowego i związanej z tym małej masy piór łopatek, pomimo porównywalnych prędkości obwodowych.

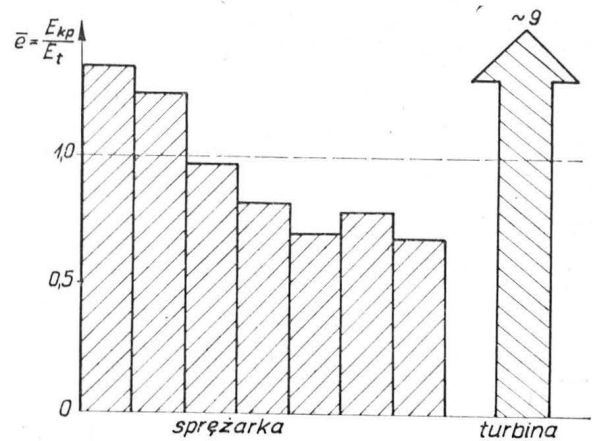
Wartość energii kinetycznej łopatek stanowi istotną informację o możliwości przebicia kadłuba przez wyłamana łopatkę. Energia ta w ekstremalnych przypadkach jest równoważna energii kinetycznej poruszającego się z prędkością 30÷70 km/h motocyklisty, co wystarczająco



Rys. 2. Graficzne zestawienie energii kinetycznej stopni turbino-wych silników odrzutowych: a) o małym ciągu, b) o średnim ciągu

ilustruje potencjalne możliwości piór łopatek do wywoływania znacznych uszkodzeń silników.

Zespoły łopatki-tarcza mają znacznie większe wartości energii kinetycznej niż pojedyncze pióra łopatek, gdyż su-



Rys. 3. Wartości ilorazu energii kinetycznej  $E_{kp}$  urwanego pióra łopatki i energii  $E_t$  niezbędnej do przebicia kadłuba w wyniku ścinania dla kolejnych stopni turbinowego silnika odrzutowego

muje się w nich energia kinetyczna wszystkich łopatek  $E_k$  tarczy nośnej. Wartość energii kinetycznej takiego zespołu wyznaczono na podstawie zależności:

$$E_k = \frac{1}{2} (I_T + Z \cdot I_p) \omega^2 \quad (2)$$

gdzie:

- $I_T$  — masowy moment bezwładności tarczy nośnej wraz z zamkami łopatek,
- $Z$  — liczba łopatek w stopniu.

Na rys. 2 zestawiono przykładowo wartość energii kinetycznej zespołów łopatki-tarcza kolejnych stopni sprężarki dwóch eksploataowanych w kraju turbinowych silników odrzutowych. Na wykresie zaznaczono udział energii kinetycznej wieńca łopatek w sumarycznej energii kinetycznej stopnia. Udział ten sięga 40÷80% dla wlotowych stopni sprężarek, natomiast dla stopni wylotowych 10÷40%. W stopniach turbin udział energii kinetycznej wieńca łopatek waha się w granicach 20÷60%.

Wielkość udziału energii kinetycznej jest uwarunkowana określoną geometrią kanału przepływowego, a także specyfiką konstrukcji silnika. Można z dostateczną dokładnością przyjąć, że podział sumarycznej energii kinetycznej jest proporcjonalny do stosunku  $L/R_z$  (gdzie:  $L$  — długość pióra łopatki,  $R_z$  — promień zewnętrzny stopnia).

Maksymalną wartość energii kinetycznej mają stopnie turbin, których konstrukcja ze względu na wymogi wytrzymałościowe charakteryzuje się znaczną masą w porównaniu ze stopniami sprężarek. W dawniej konstruowanych silnikach wartości energii kinetycznej zespołów łopatki-tarcza są znacznie większe, co jest rezultatem zawyżonych, w stosunku do współczesnych poglądów, współczynników bezpieczeństwa, a tym samym zwiększonej masy konstrukcji. Przykładowo w silniku WK-1 wirnik sprężarki promieniowej ma energię ok. 2800 kJ, a wirnik turbiny 2700 kJ. Odpowiada to wartości energii kinetycznej samochodu osobowego poruszającego się z prędkością ok. 270 km/h. Jest to zatem energia, która w przypadku rozerwania się tarczy nośnej może być przyczyną poważnych uszkodzeń silnika i samolotu, a nawet przyczyną wypadku lub katastrofy.

Część energii kinetycznej oderwanych bądź wyłamanych elementów wirników jest rozpraszana podczas przebicia kadłuba silnika. Energia ta może być zamieniona na pracę sił ścinania oraz odkształcenia sprężyste i plastyczne ścian kadłuba i uderzającego w ścianę elementu wirnika.

Ocenę wielkości energii kinetycznej przejmowanej przez kadłub można przeprowadzić posługując się znacznie uproszczonym (w odniesieniu do rzeczywistości) modelem obliczeniowym, uwzględniającym jedynie ścinanie materiału w procesie przebicia ściany kadłuba. Założono jednocześnie, że uderzająca o ścianę kadłuba masa powoduje wycięcie fragmentu kadłuba o obrysie odpowiadającym prostopadłemu rzutowi uderzającej masy. Praca sił ścinania wyraża się wzorem:

$$E_t = \int_0^{\delta} L_t \cdot \tau(x) \cdot [\delta - x] dx \quad (3)$$

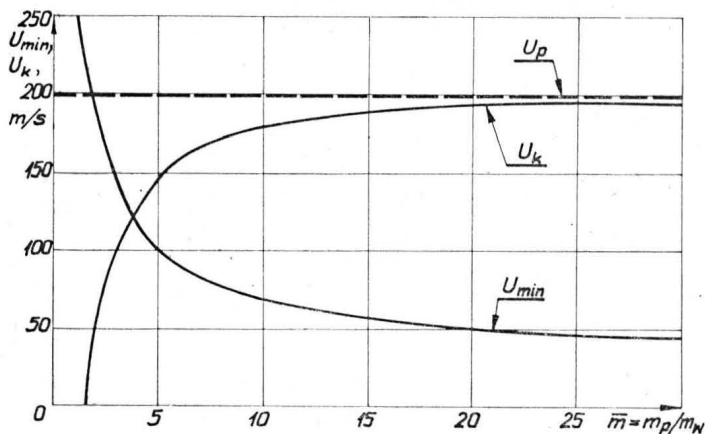
gdzie:

$L_t$  — długość linii ścinania (obwód rzutu masy uderzającej),  
 $\tau(x)$  — niszczące naprężenia tnące materiału kadłuba,  
 $\delta$  — grubość ściany kadłuba.

Otrzymana z powyższej zależności energia zużyta na ścinanie kadłuba może stanowić wartość odniesienia do energii kinetycznej oderwanych części wirnika, tj.:

$$\bar{e} = \frac{E_k}{E_t} \quad (4)$$

Ten bezwymiarowy wskaźnik pozwala na szybką ocenę możliwości przebicia kadłuba przez wyłamane elementy wir-



Rys. 4. Zależność minimalnej prędkości przebicia  $U_{min}$  i prędkości pióra łopatkowego  $U_k$  po przebicciu kadłuba w zależności od stosunku mas  $\bar{m}$ ;  $U_p$  — prędkość pióra przed uderzeniem w kadłub

ników. Jeśli wartość  $\bar{e}$  będzie znacznie większa od jedności, to prawdopodobieństwo przebicia kadłuba jest znaczne. Na rys. 3 przedstawiono przykładowe obliczenia wskaźnika  $\bar{e}$  dla kolejnych stopni turbinowego silnika odrzutowego o małym ciągu. Do obliczeń przyjęto, że w kadłub uderza wierzchołkiem urwane pióro łopatkowe, bowiem taki przypadek uderzenia jest najbardziej niekorzystny ze względu na minimalną długość linii ścinania  $L_t$ , a więc gdy straty energii na ścinanie są najmniejsze. Jak widać z zestawienia na rys. 3, potencjalne zagrożenie płatowca w przypadku oderwania się pióra łopatkowego stwarza stopień turbiny, dla którego  $\bar{e} = 9$ . Natomiast w sprężarce wskaźnik  $\bar{e}$  waha się w przedziale  $0,70 \div 1,35$ , co z uwzględnieniem dodatkowych strat energii na odkształcenia sprężyste i plastyczne pozwala przyjąć, że kadłub sprężarki jest dostatecznie wytrzymały na uderzenia oderwanych piór łopatek.

Podobne rozważania można przeprowadzić dla przypadku uderzenia w ścianę kadłuba fragmentów rozerwanych tarcz nośnych i ewentualnie związanej z nimi części wieńca łopatek. Jednakże, jak wynika z dotychczas przeprowadzonych analiz i z zaistniałych przypadków awarii tego typu, odporność kadłubów zespołów wirnikowych na uderzenie większych części wirników jest niewielka. Jedynym pozytywnym skutkiem jest pochłonięcie części energii kinetycznej wyłamane go elementu wirnika, co zmniejsza jego potencjalną zdolność do powodowania dalszych uszkodzeń.

Prędkość postępową elementów, które przebiły kadłub, można ocenić bilansując energię kinetyczną tych części przed przebicciem i po przebicciu kadłuba, tj.:

$$E_{ko} = E'_k + E_t \quad (5)$$

gdzie:

$E_{ko} = \frac{1}{2} m_p U_p^2$  — energia kinetyczna wynikająca z ruchu postępowego z prędkością  $U_p$  oderwanej części wirnika o masie  $m_p$ ,

$E'_k = \frac{1}{2} (m_p + m_w) U_p^2$  — energia kinetyczna wynikająca z ruchu postępowego z prędkością  $U_k$  oderwanej części wirnika i wyciętego fragmentu ściany kadłuba o masie  $m_w$ ,  
 $E_t$  — strata energii kinetycznej na ścinanie ściany kadłuba określona wzorem (3),  
 $m_p$  — masa pióra,  
 $m_w$  — masa wyciętego fragmentu kadłuba.

W powyższym wzorze pominięto energię kinetyczną ruchu obrotowego rozpatrywanych mas, gdyż jest ona mała, np. dla względnie długich piór łopatek, w skrajnych przypadkach, energia ta stanowi  $5 \div 7\%$  sumarycznej wartości energii.

Korzystając ze wzoru (5) otrzymuje się zależność, za pomocą której można ocenić prędkość części po przebicciu kadłuba:

$$U_k = \sqrt{\frac{m_p}{m_p + m_w} (U_p^2 - U_{min}^2)} \quad (6)$$

oraz minimalną prędkość przebicia kadłuba przez rozpatrywany element o masie  $m_p$ :

$$U_{min} = \sqrt{\frac{L_t \cdot \tau \cdot \delta^2}{m_p}} \quad (6a)$$

Otrzymana zależność obarczona jest błędem wynikającym z pominięcia strat energii na odkształcenia sprężyste i plastyczne, a zatem wyznaczona wartość  $U_{min}$  będzie mniejsza, a wartość  $U_k$  większa od rzeczywistych. Z kolei pominięcie energii kinetycznej ruchu obrotowego spowoduje odwrotny skutek w odniesieniu do wartości  $U_{min}$  i  $U_k$  obliczonych ze wzorów (6) i (6a).

Na rys. 4 przedstawiono wyniki obliczeń minimalnej prędkości przebicia i prędkości po przebicciu kadłuba w zależności od stosunku mas  $\bar{m} = m_p/m_w$  na przykładzie pojedynczego pióra łopatkowego. Założono jednocześnie stałą grubość ściany kadłuba i jednakową wartość niszczących naprężeń tnących. Iloraz  $m_p/m_w$  umożliwia uwzględnienie dowolnego przypadku uderzenia pióra w ścianę kadłuba, gdyż dla uderzenia czołowo wierzchołkiem pióra  $\bar{m} > 8 \div 10$ , a np. dla uderzenia grzbietem profilu  $\bar{m} \approx 0,6 \div 3,0$ . Z wykresu wynika, że minimalna prędkość przebicia ściany kadłuba w przypadku uderzenia grzbietem pióra  $U_{min} = 150 \div 400$  m/s, natomiast przy uderzeniu czołowo wierzchołkiem pióra  $U_{min} = 40 \div 70$  (100) m/s. Prędkość pióra po przebicciu ściany kadłuba dąży asymptotycznie do prędkości początkowej  $U_p$ , jeśli uderzenie następuje czołowo wierzchołkiem pióra. Oczywiście, jeśli prędkość początkowa  $U_p$  jest bliska minimalnej prędkości przebicia, to prędkość po przebicciu kadłuba  $U_k$  jest bliska zeru.

Zależności te wskazują, że pełniejszą ocenę możliwości przebicia kadłubów sprężarek i turbin przez oderwane pióra łopatek lub fragmenty tarcz można przeprowadzić analizując ruch wyłamane go pióra łopatkowego i dokładniej oceniając warunki uderzenia w kadłub, tzn. prędkości i położenia pióra względem ściany kadłuba.

Przedstawione rozważania mają na celu uwidocznienie możliwości wystąpienia awarii oraz wskazanie potencjalnego zakresu ich skutków. Sposób podejścia do problemu i prostota stosowanych modeli obliczeniowych może budzić wśród specjalistów wiele wątpliwości. Autorzy nie usiłują propagować przedstawionej oceny jako choćby częściowego rozwiązania problemu przewidywania skutków awarii zespołów wirnikowych. Stąd powyższe rozważania proponują traktować jako przyczynek do dalszych dyskusji i opracowań, gdyż problem ten, ze względu na masowość użycia silników turbinowych, powinien być podjęty w szerszym zakresie.

Stosowane dotychczas metody zapobiegania awarii sprostawały się zwykle do stwierdzenia faktu uszkodzenia, określenia przyczyn i w dalszej dopiero kolejności korekt konstrukcyjnych czy technologicznych, a zwykle — eksploatacyjnych, np. dodatkowych przeglądów czy ograniczeń zakresów pracy silników. Zdaniem autorów już w procesie projektowania silnika należy kompleksowo uwzględnić bezpieczeństwo konstrukcji samolotu lub śmigłowca w przypadkach urwania się bądź wyłamania dowolnej części zespołu wirnikowego. Jest to z pewnością zadanie trudne, chociażby ze względu na przypadkowy charakter przebiegu awarii, niemniej dalsze prace w tym kierunku powinny to zadanie ułatwić. Autorzy byłiby wdzięczni Czytelnikom za wyrażenie swych uwag na temat poruszonego w artykule problemu.

#### LITERATURA

1. J. LIPKA: Wytrzymałość maszyn wirnikowych. WNT, Warszawa, 1967 r.
2. Praca zbiorowa: Napędy lotnicze — Zespoły wirnikowe silników turbinowych. WKiŁ, Warszawa, 1982 r.
3. M. ŁAGOSZ, S. SZCZECIŃSKI: Skutki awarii lotniczych silników turbinowych. Wojskowy Przegląd Techniczny, 1981 r., nr 8.
4. M. ŁAGOSZ, S. SZCZECIŃSKI: Możliwości oceny wpływu czynników konstrukcyjnych zespołów wirnikowych na uszkodzenia silników turbinowych w przypadkach awaryjnych. Mat. V Konferencji Naukowo-Technicznej „Technologia przepływowych maszyn wirnikowych”, Rzeszów, 1983 r.
5. Prace nie publikowane: protokoły powypadkowe, dokumentacje techniczne silników.



# PWS U-6 – pierwszy projekt samolotu towarzyszącego z zakrytą kabiną załogi

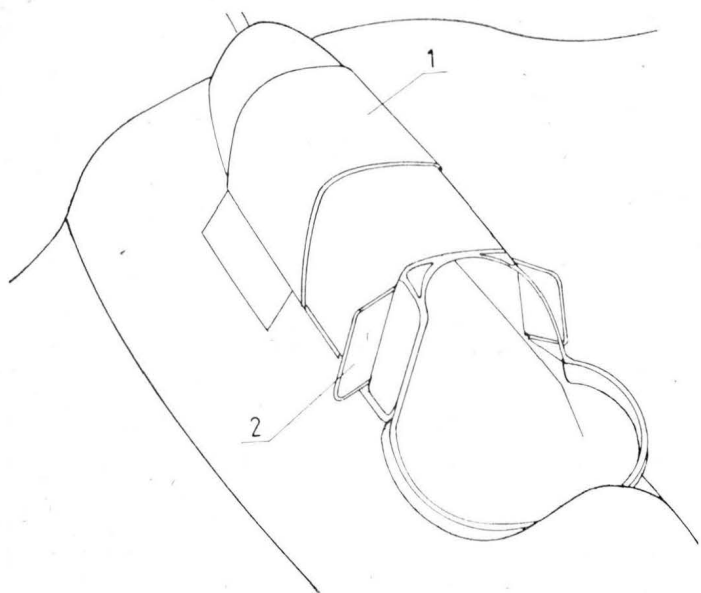
Mgr ANDRZEJ MORGALA

Klasa samolotów towarzyszących, czyli obserwacyjno-łącznikowych, była owocem polskiej myśli technicznej. Narodzona w latach dwudziestych, stanowiła niejako naszą specjalność. Dopiero pod koniec następnej dekady pojawiły się w innych krajach samoloty o zbliżonych właściwościach. Prawdopodobnie konstruktorzy tych maszyn korzystali w niektórych przypadkach z polskich doświadczeń w tej dziedzinie. Podstawowym kierunkiem działania było tutaj stworzenie ekonomicznego samolotu usługowego, związanego organicznie z działaniem operacyjnym i stanowiącym jego „oko” i „ucho” o przedłużonym zasięgu działania.

Na przełomie 1933/34 r. Departament Aeronautyki MSWojsk. ogłosił warunki techniczne, jakim powinien odpowiadać następca popularnego Lublina R-XIII. Zgłoszono kilka projektów, w tym: PWS U-6, PWS Z-7, PWS M-8 i RWD-14. Projektem nie zrealizowanym, ale zasługującym na uwagę była konstrukcja inż. Antoniego Uszackiego z Podlaskiej Wytwórni Samolotów, czyli PWS U-6. W PWS podwójne oznaczenie stosowano dla projektów opracowanych indywidualnie z inicjatywy samych konstruktorów, mających jednak działać, w przypadku akceptacji, pod egidą wytwórni macierzystej.

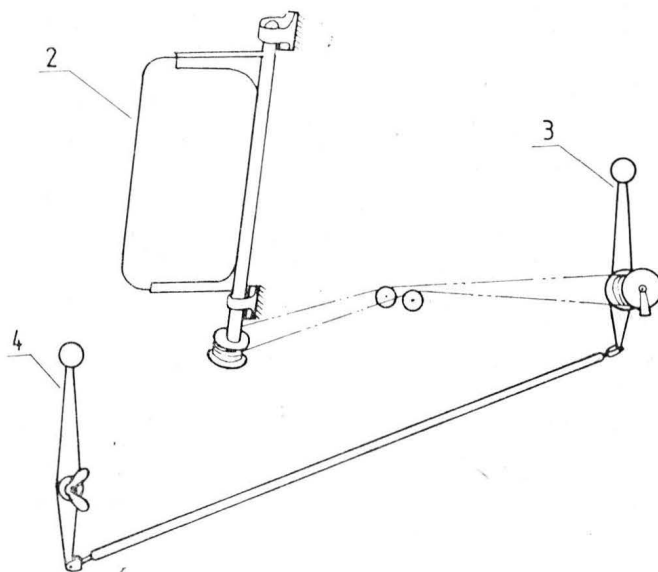
PWS U-6 był interesujący nie tylko ze względu na nowoczesną, starannie opracowaną sylwetkę wzorowaną na eleganckim prototypie PWS-19, ale również ze względu na zastosowanie po raz pierwszy w tej klasie zakrytej kabiny załogi. Dotychczas w samolotach towarzyszących osłony kabin były traktowane jako przeszkoda ograniczająca pole widzenia obserwatora. Załoga zbyt odsłonięta była jednak narażona na działanie silnych przeciągów, co powodowało nader częste przypadki przeziębień. Znalazło to odbicie w raportach lekarzy lotniczych i w publikacjach w prasie fachowej. Ze wzrostem prędkości lotu powstała konieczność zastosowania osłony kabiny załogi, aby radykalnie poprawić warunki bezpieczeństwa i higieny lotu.

Projekt samolotu U-6 był już opisywany w książce „Polskie samoloty wojskowe 1918–1939”. Obecnie więcej miejsca poświęcimy samej kabinie, która w znacznej mierze stanowiła o oryginalności konstrukcji. Dla zapewnienia korzystnych warunków pracy załogi zaprojektowano osłonę kabiny typu półotwartej. Pilot i obserwator znajdowali się pod wspólnym oszkleniem, przy czym część środkowa umożliwiająca wejście do kabiny pilota była ruchoma,



Rys. 1. Oszklenie kabiny załogi w samolocie PWS U-6 — widok od tyłu: 1 — osłona kabiny pilota przesuwana do tyłu na rolkach, 2 — otwierane okna wiatrochronu — hamulce aerodynamiczne

przesuwana do tyłu na rolkach. Dla ułatwienia wejścia do kabiny pilota lewa burta była otwierana jak drzwiczki ku dołowi. Osłona nad kabiną obserwatora była stała z dwoma ruchomymi okienkami po bokach. Całkowicie oszklona osłona ułatwiała widoczność z obu miejsc załogi. Tył kabiny był otwarty, przy czym konstrukcja ramy łączyła się z obrotnicą tylnego ruchomego k.m. Zależnie od warunków obserwator mógł zajmować miejsce pod osłoną lub na zewnątrz przy stanowisku k.m. Dla samolotu U-6 przewidziano specjalnie przystosowaną obrotnicę o niespotykanym kształcie podkowy, mającą kompensator Vickersa. Warun-



Rys. 2. Schemat sterowania wiatrochronem z obu kabin załogi; rysunki zostały opracowane na podstawie oryginalnych światłokopii z projektu U-6 wykonanego pod koniec września 1934 r.: 2 — wiatrochron z triplexu wychyłany przez pilota lub obserwatora, 3 — dźwignia w kabynie pilota uruchamiana przy lądowaniu poziomym, 4 — dźwignia w kabynie obserwatora (z możliwością blokady położenia) uruchamiana przy strzelaniu z k.m.

ki widoczności do przodu poprawiono przez zastosowanie zwężonego i ścięzionego płata przymocowanego do niskiej piramidki na kadłubie. Widok do spodu pod kadłub był ułatwiony dzięki zastosowaniu owalnego przekroju kadłuba znacznie zwężonego w części ogonowej. Na osłonie kabiny zwracało uwagę pomysłowe choć proste w istocie urządzenie, mające spełniać dwojaką funkcję użytkową. W tylnej części osłony po bokach stanowiska obserwatora znajdowały się dwie ruchome oszklone powierzchnie, sterowane w locie sprzężonymi dźwigniami znajdującymi się zarówno w kabynie pilota, jak i obserwatora. Miały one przede wszystkim pełnić funkcję wiatrochronu wytwarzającego cień aerodynamiczny podczas obsługi k.m. w locie. Przy lądowaniu można było wykorzystać je jako hamulec aerodynamiczny, zwiększający opadanie, a zarazem skracający podejście do wybranego miejsca w terenie.

Szkice konstruktorskie pokazujące rozwiązanie osłony kabiny oraz sposób sterowania wiatrochronem przedstawiono na rys. 1 i 2. Rysunki zostały wykonane w końcu września 1934 r.

Projekt samolotu PWS U-6, jakkolwiek prezentujący się bardzo korzystnie, nie został zrealizowany. Wprowadzone później do użytku wersje rozwojowe R-XIIID i F oraz nowszy samolot RWD-14(LWS) Czapla miały nadal otwarte kabiny załogi. Dopiero zbudowany i oblatany 4 lata później samolot LWS-3 Mewa otrzymał zakrytą kabinę zapewniającą załodze właściwe warunki do wykonywania zadań obserwacji i korygowania ognia artylerii. Zaprojektowany o wiele wcześniej U-6 był niewątpliwym prekursorem następnej generacji samolotów towarzyszących.

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

A. Glass: Modyfikacje, modyfikacje, modyfikacje . . . . .	1
ZE SWIATA . . . . .	2
Smigłowce cywilne w Chinach . . . . .	3
W. Stafiej: Uwagi o locie odwróconym szybowca . . . . .	4
J. Graffstein: Wyposażenie pilotażowo-nawigacyjne na pokładzie pasażerskiego samolotu BAe-146 . . . . .	7
PROJEKTY: McDonnell Douglas C-17 . . . . .	10
KARTOTEKA TLiA: Grumman X-29A . . . . .	11
Norman NAC-1 Freelance . . . . .	13
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY: Rosyjskie czasowniki i zwroty lotnicze (II) . . . . .	15
POMOCE KONSTRUKCYJNE: Wpływ deszczu i zanieczyszczeń powierzchni nośnej na zachowanie w locie samolotów o układzie kaczki (II) . . . . .	16
J. Lewandowski: Propozycja nowej umowy poolowej między przewoźnikami lotniczymi . . . . .	18
M. Łagosz, S. Szczeciński: Wpływ konstrukcji silników turbinowych na bezpieczeństwo lotu . . . . .	20
A. Morgała: PWS U-6 — pierwszy projekt samolotu towarzyszącego z zakrytą kabiną załogi (Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ) . . . . .	23
PROTOTYPY: Augusta A109K . . . . .	II okł.
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP I SITK . . . . .	III okł.

Na okładce: Samoloty szkolne Morane MS 35 — rys. K. Cieślak

Smigłowce cywilne w Chinach. TLiA, t. XLI, 1986, nr 1, s. 3

Przedstawiono zakupy śmigłowców dokonane przez chińskie lotnictwo cywilne oraz produkcję licencyjną i nowe propozycje licencji.

STAFIEJ W.: Uwagi o locie odwróconym szybowca. TLiA, t. XLI, 1986, nr 1, s. 4

Określono obciążenia szybowców, na których można wykonywać pełną akrobację. Przedstawiono wnioski dotyczące projektowania szybowców dopuszczonych do lotu plecowego.

GRAFFSTEIN J.: Wyposażenie pilotażowo-nawigacyjne na pokładzie pasażerskiego samolotu BAe-146. TLiA, t. XLI, 1986, nr 1, s. 7

W artykule opisano wyposażenie pilotażowo-nawigacyjne znajdujące się na pasażerskim samolocie BAe-146, koncentrując się na rozmieszczeniu poszczególnych urządzeń i funkcjach, jakie spełniają podczas lotu. Uwzględniono sposób współpracy pilota z wymienionymi urządzeniami i systemami sygnalizacji i ostrzeżenia związanymi z tymi urządzeniami.

LEWANDOWSKI J.: Propozycja nowej umowy poolowej między przewoźnikami lotniczymi. TLiA, t. XLI, 1986, nr 1, s. 18

W artykule przedstawiono krótką analizę działającej umowy handlowej między LOT-em i Aeroflotem. Przedstawiono dodatnie przesłanki do stworzenia jednej formy umowy poolowej dla przewoźników krajów socjalistycznych. Autor podał system wspólnych wskaźników efektywności przewozów, a także części składowe zysków i kosztów wnoszonych w pool.

ŁAGOSZ M., SZCZECIŃSKI S.: Wpływ konstrukcji silników turbinowych na bezpieczeństwo lotu. TLiA, t. XLI, 1986, nr 1, s. 20

W czasie eksploatacji lotniczych silników turbinowych zdarzają się awarie polegające na urwaniu się pojedynczych łopatek wirnikowych bądź większych części zespołów wirujących. Skutki tych awarii z reguły stanowią zagrożenie bezpieczeństwa lotu, a nawet mogą być przyczyną wypadku lotniczego. W artykule podjęto próbę oceny, w jaki sposób niektóre cechy konstrukcyjne mogą wpływać na wielkość uszkodzeń silników oraz ewentualnie kadłubów samolotów i śmigłowców w przypadkach tego typu awarii.

MORGAŁA A.: PWS U-6 — pierwszy projekt samolotu towarzyszącego z zakrytą kabiną załogi. TLiA, t. XLI, 1986, nr 1, s. 23

Przedstawiono konstrukcję osłony kabiny samolotu PWS U-6 projektowanego w 1934 r.

## CONTENTS

Civil helicopters in China. TLiA, vol. XLI, 1986, No. 1, p. 3

Helicopter purchases made by Chinese civil aviation as well as licence production and new licence proposals have been presented.

STAFIEJ W.: Remarks on the inverted flight of a glider. TLiA, vol. XLI, 1986, No. 1, p. 4

The loads of gliders, on which full aerobatics can be performed, have been defined. Conclusions related to designing of gliders to be approved for inverted flights have been given.

GRAFFSTEIN J.: Pilotage and navigational equipment on the board of the BAe-146 passenger aircraft. TLiA, vol. XLI, 1986, No. 1, p. 7

The pilotage and navigational equipment installed on the BAe-146 passenger aircraft has been described in this article, with the main focus being put to location of individual devices and to functions they fulfil during flight. The method of pilot's co-operation with these devices as well as with the entire warning and monitoring systems which are connected with them, has been taken into consideration.

LEWANDOWSKI J.: A proposal of a new pool-type agreement between air carriers. TLiA, vol. XLI, 1986, No. 1, p. 18

A brief analysis of a trade agreement being in force between LOT and Aeroflot has been given in this article. Good reasons for the need to work out a universal form of the pool-type agreement for air carriers of the socialist countries have been presented. The author has proposed a system of common factors to evaluate the transport efficiency and defined the components of profits and expenses to be pooled.

cd. na II s. okł.

00-950 Warszawa  
skrytka pocztowa 1004  
ul. Biała 4Redaktor naczelny:  
mgr inż. Andrzej GlassSekretarz Redakcji:  
Emilia ŁazarewiczRedaktorzy 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. Giruski, mgr inż. A. Glass, doc. dr inż. H. Grzegorzczak, mgr inż. J. Grzegorzewski (wice-przew.), mgr inż. F. Gwiżdż, mgr inż. W. Jasiński, dr inż. T. Kostia, mgr inż. T. Królikiewicz (przewodniczący), mgr inż. K. Kunachowicz, doc. dr inż. J. Lamparski, dr inż. J. Lewitowicz, dr inż. K. Michalewicz, dr inż. M. Michalski, mgr inż. M. Mikuszka, mgr inż. A. Miłkiewicz, mgr inż. A. Mistorek, mgr inż. Z. Olszański, mgr inż. M. Potapowicz, mgr inż. S. Trębacz, mgr inż. R. Zaremba

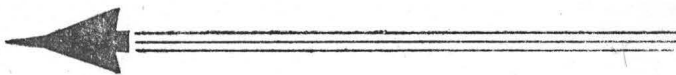
Zakłady Graficzne „Tamka”. Zakł. nr 1. W-wa. Zam. 1130-1300/85. Nakład 6600 egz.

Papier druk. IV kl. 80 g. P-59.

Cena pojedynczego egzemplarza zł 100.—

Prenumerata roczna zł 1200.—

INDEKS 37909



## Plenarne zebranie Sekcji Lotniczej SIMP

14 listopada 1985 r. odbyło się plenarne zebranie Zarządu Sekcji Lotniczej ZG SIMP, poświęcone głównie sprawom organizacyjnym, omówieniu pracy zespołów Sekcji oraz projektowi planu pracy Zarządu Sekcji Lotniczej ZG SIMP na 1986 r.

Na początku zebrania członkowie Zarządu uczcili chwilą ciszy pamięć zmarłych w obecnej kadencji kolegów: A. Ablamowicza i W. Zaremby.

W związku z wyjazdem służbowym za granicę na dłuższy czas przewodniczącego Sekcji kol. A. Misiorka oraz członka Prezydium kol. Z. Prochota i śmiercią kolegów A. Ablamowicza i W. Zaremby dokonano stosownych zmian w składzie Zarządu Sekcji. W wyniku głosowania jednomyślnie wybrano na przewodniczącego Sekcji Lotniczej kol. J. Lewitowicza, dotychczasowego wiceprzewodniczącego Sekcji. Na wiceprzewodniczącego Sekcji powołano kol. T. Kurcyka, a funkcję sekretarza powierzono kol. H. Dąbrowskiemu. Dokończono do Prezydium kol. J. Maryniaka oraz do Zarządu — kol. K. Satera.

Następnie kol. przewodniczący zespołów Sekcji poinformowali Zarząd o pracy zespołów w bieżącej kadencji.

Kol. Z. Kociubaj omówił pracę Zespołu Śmigłowcowego. Z ciekawszych prac można wymienić zorganizowaną z inicjatywy członków Sekcji, wspólnie z WIML, konferencję nt. „Bezpieczeństwo lotów”. Konferencja odbyła się w Świdniku w styczniu 1985 r. z udziałem 120 osób zainteresowanych tą ważną problematyką. Zorganizowano 5 odczytów fachowych, w tym 2 z udziałem zaproszonych specjalnie prelegentów zagranicznych. Zespół i Sekcja sprawują opiekę nad drużyną harcerską o specjalności śmigłowcowej ze szkoły podstawowej w Skoczowie (woj. płockie). W Zespole Szkół Technicznych przy WSK PZL-Świdnik jest organizowany corocznie konkurs nt. znajomości literatury lotniczej. Zespół i Sekcja ściśle współpracują z Aeroklubem Robotniczym WSK-Świdnik. Ważnym elementem w kultywowaniu tradycji lotniczych jest opieka Zespołu nad grobami inż. Z. Puławskiego, patrona WSK-Świdnik, oraz wybitnego pilota P.

Zołotowa. Za działalność społeczną uzyskano 4 honorowe odznaki SIMP (2 brązowe i 2 srebrne). Zespół planuje zorganizowanie w 1986 r. spotkania „okrągłego stołu” nt. „Mały śmigłowiec — zagadnienia rozwoju lotnictwa”.

Kol. Antoszczyk przedstawił problematykę prac Zespołu Silnikowego. Na uwagę zasługuje opracowana i wysłana do kół Sekcji oraz lotniczych zespołów problemowych ankieta nt. „Kierunek rozwoju lotniczych zespołów napędowych”. Zespół przewiduje organizację w 1986 r. i 1987 r. obrad „okrągłego stołu” nt. zmniejszenia zużycia paliwa, nowoczesnych metod badań i automatyzacji produkcji napędów lotniczych.

Kol. W. Błaszczak z Zespołu Płatowcowego poinformował o zorganizowaniu dwóch spotkań dotyczących problemów technicznych bieżącej produkcji Zakładu. Zwrócił uwagę na groźny w skutkach wpływ młodej kadry z biur konstrukcyjnych wskazując, że jedną z przyczyn jest ograniczenie rozwoju konstrukcji własnych.

Kol. K. Kunachowicz poinformował, że Zespół Awioniki i Osprzętu Lotniczego zorganizował 3 specjalistyczne spotkania nt. awioniki i osprzętu lotniczego na 36 Salonie Lotniczym w Paryżu w 1985 r. Zespół przygotowuje organizację 2 spotkań nt. nawigacji w lotnictwie wojskowym.

Ważny problem kadr dla lotnictwa poruszył kol. J. Maryniak z Zespołu Doskonalenia Kadr. W planie działania Zespołu jest włączenie się do programu analizy studiów podyplomowych, struktury wykładowców i kadry realizowanego w szerokim zakresie specjalności inżynierskich w Zespole ds. Doskonalenia Kadr (Inżynierów) KNT-NOT.

Kol. M. Michalski z Zespołu Eksploatacji poinformował, że jego Zespół zorganizował 2 spotkania nt. eksploatacji sprzętu lotniczego.

Kol. T. Rożnowski z Zespołu Rzecznictwa Spraw Osobistych i Socjalnych poinformował zebranych o podjęciu starań o wydanie 3 książek kol. A. Ablamowicza oraz o istotnym osiągnięciu, jakim było załatwienie renty specjalnej dla jednego z kolegów lotników z Bielska-Białej. Za-

apelował do zebranych o przekazywanie Zespołowi informacji o kolegach znajdujących się w trudnych warunkach życiowych.

Znaczącym osiągnięciem Zespołu Historii i Muzealnictwa było uzyskanie decyzji przydzielenia hangaru na Bemowie w Warszawie dla przyszłego Muzeum Lotnictwa o profilu wojskowym. Zabezpieczono cenne zbiory lotnicze po inż. W. Lei, umieszczając je w Muzeum Techniki w Warszawie. W zorganizowanym wspólnie z PTHT i Muzeum Techniki NOT historycznym sympozjum naukowym pt. „Polska lotnicza działalność techniczna podczas okupacji” uczestniczyło ponad 100 osób.

W dyskusji nad propozycją planu pracy na 1986 r. podkreślono celowość utrzymania dotychczas sprawdzonych form działalności, takich jak np. spotkania dyskusyjne „okrągłego stołu” dotyczące wybranych problemów techniki lotniczej. Najbliższe spotkanie, dotyczące sprzętu szybowcowego do masowego podstawowego szkolenia, zaplanowano na styczeń 1986 r.

## Spotkanie u Sekretarza Generalnego SIMP i NOT

29 listopada 1985 r. Sekretarz Generalny SIMP i NOT kol. K. Wawrzyniak przyjął delegację Zarządu Sekcji Lotniczej SIMP w składzie: przewodniczący kol. J. Lewitowicz, wiceprzewodniczący kol. T. Królikiewicz, sekretarz kol. H. Dąbrowski.

Przewodniczący Sekcji kol. J. Lewitowicz przedstawił główne punkty planu działania Zarządu oraz problemy nurtujące środowisko lotnicze. Kol. K. Wawrzyniak z życzliwością odniósł się do spraw Sekcji, podkreślając te jej inicjatywy, które miały znaczący wpływ na działalność naszego Stowarzyszenia, oraz wskazał te kierunki działalności społecznej, które należy rozwijać.

Spotkanie upłynęło w serdecznej, koleżeńskej atmosferze. Na zakończenie spotkania kol. K. Wawrzyniak przekazał Sekcji życzenia sukcesów w działalności społecznej dla lotnictwa oraz zapewnił, że podobnie jak dotychczas działalność ta będzie popierana przez władze SIMP i NOT.

H. Dąbrowski

Sekcja Eksploatacji Maszyn i Urządzeń Technicznych przy Zarządzie Głównym oraz Oddział Warszawski SIMP organizują w październiku 1986 r. ogólnopolską konferencję „Eksploatacja '86” z udziałem gości zagranicznych. Tematyka konferencji powinna zainteresować nie tylko eksploatatorów i użytkowników, lecz również konstruktorów i technologów maszyn i urządzeń technicznych.

Zainteresowani, którzy chcieliby otrzymać bliższe informacje o kosztach uczestnictwa i terminie konferencji, są proszeni o pisemne zgłoszenie (z podaniem nazwiska i adresu) do Oddziału Warszawskiego SIMP, ul. Czackiego 3/5, 00-043 Warszawa, z dopiskiem „Eksploatacja '86”.

# Samoloty LVG C.V

