

TECHNIKA

8'84

lotnicza

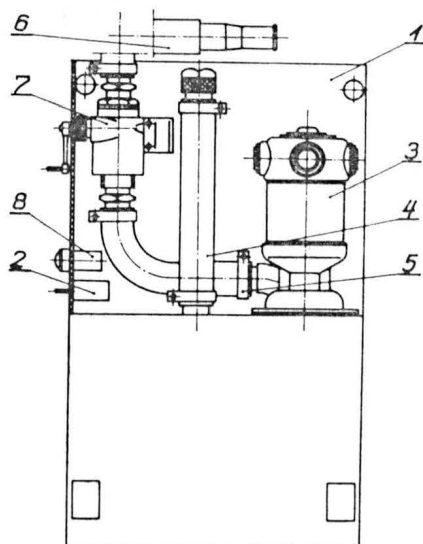
i ASTRONAUTYCZNA



● Wojskowy Instytut Chemii i Radiometrii zgłosił do ochrony wzór użytkowy pn. **Urządzenie do konserwacji silników turbodrutowych oraz do przepompowywania paliw i olejów** (autorzy: R. Orlański, J. Niżnik). Wzór rozwiązuje zagadnienie opracowania takiej konstrukcji urządzenia dwufunkcyjnego, które będzie mogło być instalowane w każdym typie pojazdu zawierającym silnik turbodrutowy, zwłaszcza w zastosowaniu do pojazdów pracujących w warunkach polowych.

Urządzenie wg wzoru ma zbiornik 1, do którego jest przymocowana pompa podająca 3 zblokowaną z napędowym silnikiem elektrycznym zasilanym z sieci pojazdu. Pompa 3 jest zaopatrzona w przewód doprowadzający 5, połączony przez zawór odcinający 7 z przewodem tłoczącym 6, który jest zakończony końcówką dostosowaną do filtra paliwa. Do zbiornika 1 jest także przymocowany przewód ssący 4 z końcówką dostosowaną do końcówki przewodu tłoczącego 6.

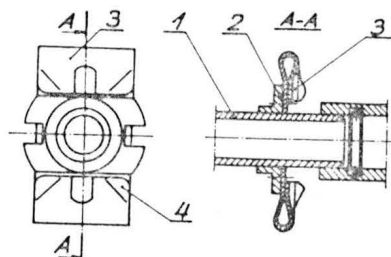
Sieć elektryczna urządzenia jest zaopatrzona w lampkę sygnalizacyjną 8 włączenia napięcia i w samoczynny wyłącznik nadmiarowy 2, który zabezpiecza przed przeciążeniem i służy do włączania silnika pompy 3.



Skrót opisu wzoru użytkowego, chronionego jednym zastrzeżeniem ochronnym, zamieszczono w BUP nr 13/1981 r., w klasie F02C, pod nr W.65171.

● Instytut Lotnictwa w Warszawie zgłosił do ochrony wzór użytkowy pn. **Łącz-**

nik przewodów rurowych (autor E. Kotwicki). Łącznik jest łatwy do wykonania i odznacza się dużą trwałością oraz pewnością działania.



Łącznik przewodów rurowych typu obrotowego i szybkorozłącznego, w którym jeden przewód jest wyposażony w zaczepek w kształcie zbliżonym do litery C, a drugi przewód jest wyposażony w kołnierz o kształcie zbliżonym do prostokąta (przy czym mniejszy jego wymiar jest mniejszy od odległości między końcami ramion zaczepu) charakteryzuje się tym, że zaczepek 3 ma odgięte naroża 4 i jest przynitowany do kołnierza 2 na przewodzie 1.

Skrót opisu wzoru użytkowego, chronionego jednym zastrzeżeniem, opublikowano w BUP nr 13/1981 r., w klasie F16L, pod nr W.65194.

W.Z.

PRENUMERATA

Warunki prenumeraty czasopism Wydawnictwa NOT SIGMA:

— jednostki gospodarki uspołecznionej, instytucje i organizacje społeczno-polityczne i inne zakłady pracy składają zamówienia w 1 egzemplarzu pod adresem:

Wydawnictwo NOT SIGMA

Zakład Kolportażu

00-950 Warszawa, skr. poczt. 1004

Zamówienia powinny zawierać pełny adres zamawiającego wraz z kodem pocztowym, ewentualnie adresy odbiorców, którzy na zlecenie i koszt zamawiającego mają otrzymywać zamawiany tytuł(-y), oddział i nazwę banku i numer konta bankowego zamawiającego oraz wykaz tytułów czasopism.

Warunkiem realizacji złożonego zamówienia jest równoczesne dokonanie wpłaty na **konto Wydawnictwa numer: 1036-7490-139-11 w NBP III O/M w Warszawie**

Za prenumeratę nie wystawiamy rachunków i nie potwierdzamy sald. Prenumeratorzy zbiorowi proszeni są o podawanie na dowodach wpłat (przelewach) znaku kancelaryjnego zamówienia, którego dotyczy wpłata.

Zamówienia na prenumeratę przyjmowane są na okresy kwartalne, półroczne i roczne w następujących terminach:

- do 11 listopada na I kwartał, I półrocze i cały rok następny,
- do 28 lutego na II, III i IV kwartał,
- do 31 maja na II półrocze,
- do 31 sierpnia na IV kwartał.

Uwaga: wszystkie dwumiesięczniki przyjmowane są do prenumeraty na cały rok lub półrocze.

PRENUMERATA STAŁA. Istnieje możliwość zamówienia prenumeraty wieloletniej, przy czym w takim przypadku prosimy podać w zamówieniu i na wpłacie „PRENUMERATA STAŁA”. Zamówienie takie nie wymaga corocznego odnawiania a zamawiający będzie otrzymywał z Wydawnictwa potwierdzenie kontynuacji prenumeraty na okres następny wraz z wezwaniem do zapłaty wg aktualnie obowiązujących cen.

Uwaga: prenumerata stała dotyczy wyłącznie prenumeratorów zbiorowych.

— prenumeratorzy indywidualni proszeni są o zamawianie prenumeraty przekazem NBP kierowanym pod wskazany adres i podane konto bankowe w terminach obowiązujących dla prenumeratorów zbiorowych. Na odwrocie odcinka przekazu przeznaczony dla posiadacza rachunku, prosimy podać nazwę zamawianego tytułu(-ów), liczbę egzemplarzy oraz okres prenumeraty.

PRENUMERATA ULGOWA: do prenumeraty ulgowej upoważnieni są: członkowie indywidualni Stowarzyszeń Naukowo-Technicznych NOT, studenci wyższych uczelni, uczniowie szkół zawodowych.

Jedynym warunkiem prenumeraty ulgowej jest:

- poświadczenie blankietu przekazu NBP na odcinku dla adresata przez właściwe SNT, wyższą uczelnię lub szkołę,
- dokonanie wpłaty na konto i adres podane wyżej,
- podanie dokładnego adresu z kodem pocztowym a na odwrocie odcinka przekazu dla adresata — zamawianego tytułu czasopisma i okresu prenumeraty.

Prenumerata ze zleceniem wysyłki za granicę jest dwukrotnie droższa.

Cena prenumeraty normalnej TLiA:

- kwartalnie 180 zł
- półrocznie 360 zł
- rocznie 720 zł

Cena prenumeraty ulgowej od 1.07.1984 r.

- kwartalnie 90 zł
- półrocznie 180 zł
- rocznie 360 zł

Dodatkowych informacji o prenumeracie udziela Zakład Kolportażu, tel. 40-00-21 wewn. 293, 299 lub 40-35-89.

Egzemplarze archiwalne można nabywać w Klubie Prasy i Informacji Technicznej w Warszawie przy ul. Mazowieckiej 12, tel. 27-43-65. Zamówienia na egzemplarze archiwalne należy kierować pod adresem Zakładu Kolportażu.



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XX XIX Sierpień 1984

TECHNIKA lotnicza i ASTRONAUTYCZNA

8'84

Zasady etyki członków SIMP

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS
Mgr inż. WACŁAW ZAREMBA

SIMP opracował projekt zasad etyki zawodowej dla swych członków, który określa, że członek SIMP m.in. powinien:

— Służyć swoją pracą Ojczyźnie i odnosić się z należytym szacunkiem do spuścizny historycznej, świadczącej o kulturze narodu;

— Dbać i przestrzegać wysokiego poziomu zawodowej etyki i osobistej moralności;

— W pracy zawodowej zawsze przyjmować za podstawę działania dobro człowieka i społeczeństwa oraz naturalnego środowiska;

— Dążyć do uzyskiwania najsprawniejszych i najnowocześniejszych rozwiązań technicznych, technologicznych i organizacyjnych, a przez to wyników dobrej pracy;

— Budzić zaufanie załóg pracowniczych rzetelną pracą zawodową i postawą obywatelską. Współdziałać w popularyzowaniu, zwłaszcza wśród młodzieży, dobrych tradycji zawodu, jego roli i perspektyw rozwoju;

— Być życzliwym, uczciwym, sprawiedliwym, wiarygodnym i odpowiedzialnym, co przy wysokich kwalifikacjach zawodowych zapewnia wysoki autorytet osobisty. Respektować opinię społeczną i krytykę, ażeby móc rzetelnie i odpowiedzialnie wykonywać swoje obowiązki zawodowe, stale doskonalić swoją fachowość, ceniąc swój zawód i efekty wykonywanej pracy;

— Podejmować działania zgodne ze swoimi przekonaniami zawodowymi i występować przeciw temu, co może przynieść szkody społeczne;

— Czerpać korzyści tylko prawnie uznane i należne, jako wynagrodzenie za rzeczywiście wykonaną pracę i swoją twórczość.

Kodeksy etyki zawodowej są powszechne na całym świecie. W wielu krajach przynależność do stowarzyszenia zawodowego jest rękojmnią rzetelności. Osoby i firmy nierzetelne nie mogą być przyjęte do stowarzyszenia, a naruszenie zasad etyki powoduje wykluczenie ze stowarzyszenia.

Istnieją kodeksy etyczne nie tylko dla stowarzyszeń inżynierskich, lecz także dla stowarzyszeń pracowników technicznych lotnictwa. Dla przykładu podajemy kodeks etyczny jednego z zachodnich stowarzyszeń grupującego wytwórców i użytkowników sprzętu latającego. Kodeks ten określa następująco obowiązki stowarzyszonego:

1. Chronić dobre imię stowarzyszenia i jego członków.

2. Wykonywać loty zgodnie z odpowiednimi przepisami i zawsze dążyć do zapewnienia maksymalnego ich bezpieczeństwa.

3. Członkowie personelu latającego — podejmować zadania tylko zgodnie ze swymi kwalifikacjami oraz dbać o rozwój swych umiejętności.

4. Obsługa — wykonywać swe prace zgodnie z przepisami. Nigdy nie używać materiałów i części o nie znanym pochodzeniu lub wątpliwej przydatności, a tylko sprawdzone. Nie dopuścić do lotu żadnego statku powietrznego bez pewności, że jest należycie przygotowany i zdatny do lotu.

5. Używać tylko statków powietrznych z wyposażeniem odpowiednim do zadania.

6. Wykonywać loty zarobkowe tylko z niezbędnym ubezpieczeniem i podawać rzeczywistą przyczynę wypadku.

7. W produkcji rzetelnie dbać o wysoką jakość wyrobów, a w usługach — o wysoką jakość usług.

8. Prowadzić rzetelną reklamę, zgodną z faktami.

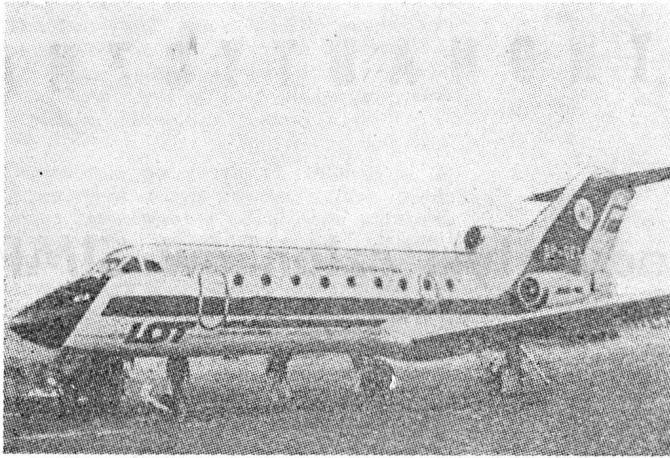
9. Być solidnym w sprawach finansowych i handlowych. Wyroby i części zamienne dostarczać solidnie i terminowo.

10. Meldować Sądowi Honorowemu Stowarzyszenia zauważone naruszenia etyki. Podporządkowywać się decyzjom Sądu Honorowego, które mogą mieć charakter upomnienia lub ogłoszonego publicznie wykluczenia.

Oczywiście rola kodeksu etyki zawodowej zależy od panujących w danym kraju stosunków społeczno-ekonomicznych, stopnia konkurencyjności i monopolizacji w danej dziedzinie, systemu zarządzania oraz pozycji stowarzyszenia i roli jaką ono odgrywa. Bez znalezienia pełnej odpowiedzi na problem roli stowarzyszeń i bez uzyskania ich wysokiej rangi w opiniowaniu członków i instytucji — trudno jest uzyskać skuteczność zasad etyki zawodowej. Każde prawo, jeśli ma być szanowane, musi mieć sankcje. Pozytywnie zasady etyki zawodowej członków SIMP może podnieść sankcja wykluczenia członków przez Sąd Koleżeńcki, lecz istniejąca nie tylko na papierze, ale zastosowana w praktyce. W br. *Przegląd Techniczny* opisał przypadek, chyba pierwszy od wielu lat, usunięcia dyrektora przedsiębiorstwa z szeregów SIMP za nieetyczne postępowanie.



POLSKA



Jak-40 SP-GEA wynajęty przez LOT. Fot. LK



PZL-106A Kruk badany w wersji pożarnej w NRD zrzuca 700 l wody w 1,5 s. Fot. FR/IF

● W NRD przeprowadzono próby wersji pożarnej samolotu PZL-106A Kruk. W ośrodku doświadczalnym Agrarflug w Ogkeln samolot o znakach DDR-TAX wykonał 200 lotów przeciwpożarowych. Użytkowano średni czas zrzutu 750 l wody 1,5 s. Przy zrzucie wody z wysokości 20 m uzyskano pokrycie 1080 m². Kruk zabiera 1,3 raza więcej wody niż Z-37 Cmelak i obsługuje o 60% większą powierzchnię. (FR 4/84)

● Polskie Linie Lotnicze LOT, w wyniku dużego popytu na lotnicze usługi taksówkowe, świadczone od ub.r. za pomocą samolotu Seneca II SP-LMA — od maja br. rozszerzyły ich zakres. LOT oferuje do lotów taksówkowych samoloty: Jak-40 (24-miejscowy), An-2 (12-miejscowy) i Seneca (5-miejscowy) oraz śmigłowiec Mi-2 (7-miejscowy). Loty krajowe bądź zagraniczne trzeba zamawiać z 48-godzinnym wyprzedzeniem. Koszt lotu Senecą z Warszawy do Krakowa i z powrotem wynosi 50 tys. zł, do Wrocławia 65 tys. zł, do Wiednia 150 tys. zł, a do Kopenhagi 165 tys. zł. Jak-40 wykonywał już zlecony lot do Hiszpanii. Samoloty chętnie wynajmują handlowcy zagraniczni. Samoloty Jak-40 i An-2 oraz śmigłowiec Mi-2 LOT wypożyczył z Instytutu Lotnictwa. Jak-40 nosi znaki SP-GEA i poniżej czerwonego pasa na kadłubie ma granatowy napis „Chartered by LOT Polish Airlines”. (Życie Warszawy 3.5.1984, LK 1/84)

● Czechosłowacja zamierza zakupić 32 samoloty rolnicze PZL-M18 Dromader. Samoloty mają być dostarczone w ciągu najbliższych trzech lat. Wartość transakcji ma wynieść 9 mln rubli. Ponadto Czechosłowacja zgłosiła zapotrzebowanie na 20 samolotów służbowych PZL-M20 Mewa (do celów dyspozycyjno-sanitarnych), które zostaną wyposażone w czechosłowackie silniki. W najbliższej pięcioletce przewidywany jest zakup również innych samolotów i śmigłowców polskiej produkcji (Życie Warszawy 26.4.1984)

● W br. 43 śmigłowce rolnicze Mi-2 z Zakładu Usług Agrolotniczych WSK PZL-Swidnik, z posiadanych 67, obsługują 37 kombinatów rolniczych PGR w kraju, zaś 10 wykonuje prace za granicą. W 1983 r. w kraju pracowały 23 śmigłowce rolnicze. (Głos WSK-Swidnik 9/84)

● Trzeci prototyp śmigłowca PZL Kania został zaprezentowany na tegorocznej Międzynarodowej Wystawie Lotniczej w Hannoverze w RFN (20÷27.5.1984). Trzeci i czwarty prototyp są w stosunku do dwóch pierwszych zmodyfikowane. Z zewnątrz wyróżniają je inne tylne części osłon za dyszami wylotowymi silników. Wał transmisyjny napędu wirnika ogonowego zmieniono na lżejszy (duralowy) i tańszy. Zastosowano laminatowe łopaty wirnika skróconych łopat od śmigłowca Sokół, co pozwoli na zwiększenie prędkości śmigłowca do 235 km/h. Kania otrzymała nową instalację ogrzewania i wentylacji kabiny. Masa ładunku przewożonego w kabine została powiększona z 700 kg do 1200 kg. Śmigłowiec jest przewidziany na eksport do krajów zachodnich i dlatego jest napędzany silnikami Allison 250. (Głos Świdnika 14/84)

● WSK PZL-Mielec eksportuje większość swej produkcji lotniczej, zaś w latach 1982 i 1983 eksport do ZSRR stanowił odpowiednio 80,1% i 80,8% ogółu eksportu zakładu. Produkcja lotnicza PZL-Mielec dostarczana do ZSRR stanowi 2% polskiego eksportu do tego kraju. Po rozwinięciu wielkoseryjnej produkcji samolotów pasażerskich An-28 eksport lotniczy z Mielca do ZSRR wzrosł. Obecnie przedmiotem tego eksportu są samoloty An-2 i części zamienne do nich oraz zespoły aerobusu Il-86. (Głos Załogi 15/84)

● W pierwszej połowie 1984 r. zmarli znani działacze polskiego lotnictwa sportowego:

— 7 marca — inż. Michał Scipio del Campo, pionier polskiego lotnictwa, w wieku 97 lat,

— 17 marca — mgr inż. Witold Rychter, współzałożyciel Aeroklubu Warszawskiego, w wieku 82 lat.

● W dniach 6÷10 czerwca br. w Gierłozie (pod Kętrzynem) odbyła się Letnia Szkoła '84 dla młodych pracowników twórczych Instytutu Lotnictwa nt. „Rozwój naukowy w Instytucie Lotnictwa. Możliwości i realia”. W szkole wzięło udział ponad 40 uczestników, w tym także kilka osób z przemysłu i uczelni. Wśród zaproszonych wykładowców znalazł się prof. T. Sołtyk, któ-

rego cykl prelekcji pt. „Uwagi na temat konstruowania samolotów” spotkał się z dużym zainteresowaniem młodej kadry.



BELGIA

● Brukselska wytwórnia SECA SA (Société d'Enterprise Commerciales et Aéronautiques) kończy rozwój ultralekkiego dwusuwowego silnika wysokoprężnego GK. Silnik ma być produkowany w wersjach o mocach od kilku do kilku tysięcy kW. Wersja o pojemności 3 dm³ ma masę 19 kg. (A. et C. 999)



CHINY

● Chińskie linie lotnicze wprowadziły do użycia pierwsze egzemplarze samolotu pasażerskiego Y-7, który jest licencyjną odmianą samolotu An-24. (FR 4/84)



CZECHOSŁOWACJA

● W końcu kwietnia 1984 r. dwa myśliwce obrony powietrznej przechwyciły nad terytorium CSRS, w odległości ok. 10 km od granicy czechosłowacko-zachodniomemieckiej, śmigłowiec bojowy Bell AH-1 Cobra US Army, który uniknął trafienia pociskami i powrócił do swej bazy w RFN. Według oświadczenia Pentagonu, śmigłowiec przekroczył granicę przez nieuwagę. (A. et C. 999 i 1000 bis)



FRANCJA

● Przy okazji wizyty w Tuluzie algierskiego ministra transportu Salaha Goudzila (w końcu kwietnia 1984 r.), Air Algérie zamówiły 2 aerobusy Airbus Industrie A.300. (A. et C. 1000 bis)

● Wartość obrotów Aérospatiale w 1983 r. wyniosła 23,5 mld franków, tj. o 9%

więcej niż w 1982 r., ale wartość zamówień zmalała z 16 do 12 mld franków (o 25%). Wartość eksportu wytwórni wynosi 62% wartości produkcji. (Av. Mag. 872)

● W czerwcu 1984 r. miały wejść w życie postanowienia zaostrzające warunki użytkowania konstrukcji ultralekkich (m.in. wymaga się świadectwa pilota ULMa, zezwoleń na wykonywanie lotów w danym rejonie i in.).

● Zgromadzenie Narodowe przyjęło projekt prawa o strajku kontrolerów ruchu lotniczego. Prawo to, zapewniające minimalną obsługę ruchu w przypadku strajku, uznane zostało przez część kontrolerów za ograniczenie prawa do strajku, zaś przez ministra transportu — za „najbardziej zrównoważony kompromis, jaki można było osiągnąć”. (A. et C. 999)



HOLANDIA

● Pakistan zamówił 8 samolotów patrolowych Fokker F27 Maritime. (Air. Int. 1/84)



INDIE

● Lotnictwo wojskowe Indii używa 17 samolotów BN-2 Islander jako patrolowe i dyspozycyjne. (Air. Int. 1/84)

● Planowane jest opracowanie wersji wczesnego ostrzegania (AEW) samolotu HAL HS-748, ponieważ samoloty Nimrod AEW Mk3 oraz Il-76 (AEW) nie spełniają specjalnych wymagań stawianych przez lotnictwo wojskowe Indii. (Air. Int. 1/84)



IZRAEL

● Przewiduje się, że nowy myśliwiec IAI Lavi (obecnie rozwijany) wejdzie do służby od 1989 r. (A. et C. 1000 bis)



JAPONIA

● Podpisano umowę na rozwój i produkcję przez Mitsubishi trzech wersji silnika turbodrzutowego JT8D.200, przy udziale Pratt and Whitney (30%), MTU (11%) i Volvo (6%). Pratt and Whitney sprzedał dotychczas prawie 12 000 silników JT8D ok. 280 użytkownikom 4200 samolotów komunikacyjnych. (A. et C. 999, Av. Mag. 872)

● Na początku marca 1984 r. hale montażowe zakładów Mitsubishi opuścił 27 myśliwiec F-15J Eagle, produkowany na licencji McDonnell Douglas. Samoloty montowane są już z niektórych elementów produkowanych w Japonii. (A. et C. 1000 bis)

● Być może samoloty Lockheed L-1011 TriStar linii All Nippon Airways zostaną zastąpione autobusami A.300-600 i A.310. (A. et C. 999)



KANADA

● Wytwórnia Canadair wznowiła produkcję wodnosamolotów pożarniczych CL-215 i buduje na zamówienie rządu kanadyjskiego 23 samoloty tego typu. Wraz z poprzednio zbudowanymi 80 egz. CL-215, zamówienia na ten samolot przekroczyły 103 szt. (Air. Int., XI/83)

● Wytwórnia Fleet zamierza uruchomić produkcję licencyjną zachodniemieckich śmigłowców BO-105LS z silnikiem PW200. (Air. Int. 2/84)



RFN

● Z powodu nieosiągnięcia przez ten kraj odpowiedniego poziomu prac przygotowawczych, odroczone zaplanowane na maj 1984 r. spotkanie ministrów obrony pięciu państw zachodnioeuropejskich, na którym miał być rozpatrzony dokument do ustaleń nt. przyszłego wspólnego samolotu bojowego. (A. et C. 999)



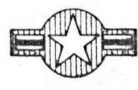
SZWECJA

● Samolot BN-2 Islander, używany do patrolowania i wykrywania skażenia morza ropą naftową, został wyposażony w radar obserwacji bocznej. (Air. Int. 2/84)



TURCJA

● W konkursie na opracowanie i wykonanie integralnego systemu obrony powietrznej wschodniego rejonu kraju współzawodniczą trzy amerykańskie koncerny: Hughes, Westinghouse i General Electric (A. et C. 999)



USA

● Lotnictwo wojskowe ogłosiło konkurs na projekt i budowę prototypu samolotu myśliwskiego o długości rozbiegu i dobiegu poniżej 457 m. M.in. proponowana jest odmiana samolotu F-15 Eagle z dodatkowym usterzeniem o układzie kaczki. (Air. Int. XII/83)

● Tajwan zamówił 44 turbośmigłowe samoloty treningowe Beech T-34C Turbo Mentor. (Air. Int. 1/84)

● 30 września 1983 r. wykonał pierwszy lot śmigłowiec Bell 406 (OH-58D) będący ulepszoną odmianą śmigłowca Bell 206 (OH-58A Kiowa). Przewidywana jest produkcja 578 śmigłowców OH-58A na OH-58D. (Air. Int. 1/84)

● Wytwórnia Boeing wyprodukowała 9.12.1983 r. tysięczny egzemplarz samolotu pasażerskiego Boeing 737. Zamówione jest 114 szt. samolotów tego typu. (Air. Int. 1/84)

● Śmigłowiec Boeing Vertol Chinook przechodzi próby z cieplnym systemem odlodzenia wirnika nośnego. Koszt opraco-

wania i zbadania systemu wyniesie 8,9 mld dol. (Air. Int. 1/84)

● Jedyny światowy rekord szybowcowy, jaki ustalono w 1983 r., należy do pilota amerykańskiego T. Knauffa. 25.4.1983 r. wykonał on na szybowcu Nimbus 3 przelet docelowo powrotny długości 1646 km. (LK 6/84)

● Niewidoczny (niewykrywalny przez radar) samolot bombowy Stealth ma wykonać pierwszy lot w 1987 r. (Av. Mag. 870)

● 9.1.1984 r. wykonał pierwszy lot pierwszy seryjny śmigłowiec szturmowy Hughes AH-64 Apache. (Av. Mag. 867)

● Wytwórnia Cessna wyprodukowała 500 samolotów służbowych turbośmigłowych Conquest. (Av. Mag. 867)



W. BRYTANIA

● Dla szybowcowego przysposobienia wojskowego Air Cadets zakupiono w RFN 10 dwumiejscowych szybowców Schleicher ASK-21 nazywanych Vanguard z zaplanowanych 100. Ponadto zakupiono 5 szybowców wyczynowych Schleicher ASW-19, nazywanych Valiant oraz dwa Schempp-Hirth Janus C. (Air. Int. XII/83)

● Przeszedł próby egzemplarz samolotu myśliwsko-szturmowego Tornado z całym usterzeniem wykonanym z laminatu węglowego. (Air. Int. XII/83)

● Lotnictwo wojskowe USA zamówiło 18 samolotów transportowych Shorts 330 Sherpa, przewidując zakup dalszych 48. Wytwórnia ma zamówienia na 180 samolotów tego typu. (SBAC 242)

● Wytwórnia Westland zbudowała dotychczas 240 śmigłowców Sea King i ma zamówienia na dalsze 40. Brytyjskie lotnictwo wojskowe używa 120 śmigłowców Sea King. (SBAC 241)



WŁOCHY

● Singapur zamówił 30 odrzutowych samolotów szkolno-treningowych SIAI-Marchetti S.211, wybierając je zamiast samolotów CASA C-101 Aviojet. (Air. Int. 1/84)

● Lotnictwo belgijskie jest zainteresowane zakupem szturmowych śmigłowców Agusta A129. Przemysł belgijski chciałby uczestniczyć w produkcji tego śmigłowca. (Air. Int. 2/84)



ZSRR

● 4 kwietnia br. zmarł wybitny konstruktor radziecki Oleg K. Antonow, konstruktor szybowców w latach 1932-1960 i samolotów od 1939 r. Skonstruował on ponad 40 typów szybowców i ok. 20 typów samolotów, m.in. An-2, An-12, An-23, An-26, An-28 i An-72. W Polsce produkowane są jego samoloty W-2 i An-28.

● Marina Popowicz ustanowiła na samolocie transportowym Antonow An-72 w klasie samolotów o masie startowej 20-25 t dwa rekordy międzynarodowe: wysokości absolutnej 13 410 m i przewyższenia 12 980 m. (Air. Int. 2/84)

● W 1983 r. Aeroflot przewiózł 105 mln pasażerów. Linie zagraniczne Aeroflotu łączą ZSRR z 95 krajami. (FR 4/84)

STATYSTYKA LOTNICZA



Międzynarodowe przewozy lotnicze poszczególnych krajów RWPG w 1982 r. (ogółem – regularne i nieregularne, we wszystkich lotach zagranicznych)

	Przewóz osób		Przewóz ładunków		Ogólna ⁴⁾ praca przewozowa mln tkm	1982 : 1981		
	tys. pasaż.	mln pkm	tys. ton	mln tkm		pasażerowie %	tony ładunków %	praca ²⁾ przewozowa %
Bulgaria	1275,00	2337,00	22,00	49,00	282,70 ³⁾	-7,07	-4,65	-2,40
Czechosłowacja	802,44	1734,93	3,94	20,12	193,68 ³⁾	-1,46	3,14	10,72
Kuba	255,23	1603,60	4,69	22,23	173,64 ³⁾	12,44	32,11	17,42
Mongolia	11,50	6,00	2,10	0,17	1,07 ³⁾	-1,86	22,09	-2,86
NRD	1286,67	2296,15	9,53	33,01	228,18	3,53	11,46	8,76
Polska	473,21	1007,50	7,15	13,88	99,62	-52,58	-17,25	-53,67
Rumunia	700,10	1696,00	11,40	37,90	182,10	-22,33	-9,63	-17,30
Węgry	1072,01	1267,23	16,02	29,35	156,08 ³⁾	2,51	6,73	4,36
ZSRR	2851,42	10 375,25	72,12	340,15	1222,05	1,02	-0,14	1,95
Razem	8727,58	22 323,67	148,95	545,81	2539,12³⁾	-7,25	-2,10	-2,85

1) przy prawidłowej normie pasażer + bagaż = 85 kg ogólna praca przewozowa w tkm wynosi: ³⁾ 247,65 mln tkm; ⁴⁾ 167,59 mln tkm, ⁵⁾ 158,54 mln tkm, ⁶⁾ 0,68 mln tkm, ⁷⁾ 137,06 mln tkm, ⁸⁾ 2443,32 mln tkm; ⁹⁾ wzrost lub spadek – pracy przewozowej wg prawidłowej normy Pas. + bag. = 85 kg

Międzynarodowe przewozy nieregularne poszczególnych krajów RWPG w 1982 r.

Kraj	Liczba lotów tys.	Przewóz osób		Przewóz ładunków		Razem mln tkm	% wykorzystania udźwigu handlowego
		tys. pasaż.	mln pkm	tys. ton	mln tkm		
Bulgaria	3,9	504,00	1031,00	17,80	40,90	144,00	63,68
Czechosłowacja	2,3	173,15	218,77	0,02	0,06	21,57	77,70
Kuba	1,1	63,32	180,39	1,62	3,76	21,05	60,09
Mongolia	0,2	0,90	0,50	1,80	0,01	0,44	72,13
NRD	2,2	115,63	237,11	2,06	7,57	27,72	53,97
Polska	2,8	150,59	393,61	3,46	7,11	40,57	61,66
Rumunia	2,3	360,20	782,40	8,80	28,90	95,40	51,74
Węgry	1,8	51,30	58,73	8,48	20,23	26,10	41,36
ZSRR	10,8	392,30	1399,16	34,62	172,78	291,71	61,26
Razem	27,2	1811,39	4301,67	78,66	281,32	668,56	951

Międzynarodowe przewozy regularne poszczególnych krajów RWPG w 1982 r.

Kraj	Liczba lotów tys.	Przewóz osób		Przewóz ład.		Razem mln tkm	% wykorzystania	
		tys. pasaż.	mln pkm	tys. ton	mln tkm		miejsce	udźwigu handl.
Bulgaria	5,3	771,00	1 306,00	4,20	8,10	138,70	58,28	61,07
Czechosłowacja	12,1	629,29	1 516,16	3,92	20,06	172,11	67,85	77,80
Kuba	2,0	191,91	1 423,21	3,07	18,47	152,59	76,30	84,10
Mongolia	0,2	10,60	5,50	0,30	0,16	0,63	55,78	70,80
NRD	18,5	1 171,05	2 059,04	7,47	25,44	200,46	69,72	60,20
Polska	4,9	322,62	613,89	3,69	6,77	59,05	69,94	58,10
Rumunia	2,4	339,90	913,60	2,60	9,00	86,70	56,29	39,30
Węgry	16,5	1 020,71	1 208,50	7,54	9,12	129,98	57,68	52,05
ZSRR	42,8	2 459,12	8 976,10	37,50	167,37	930,34	64,73	63,20
Razem	104,7	6 916,20	18 022,00	70,29	264,49	1 870,56	64,90	62,20

H. M.
Źródło: Biuletyn Informacyjny Lotnictwa Cywilnego nr 76/83

Ceny samolotów pasażerskich Boeing w 1984 r.

— B 747-300 90 mln dol. — B 747SP 70 mln dol. — B 757-200 40 mln dol.
— B 747-200B 80 mln dol. — B 767-200 45 mln dol. — B 737-200 22 mln dol.
— B 727-200 20 mln dol.

A.G.

Ranga zawodu pilota w Polsce i sposób jego uzyskania

Mgr BRONISŁAW JANUS
OSPL-Rzeszów

Chciałbym zatrzymać się na sformułowaniu „system szkolenia pilotów”. Otóż, moim zdaniem, określonego systemu szkoleniowego pilotów cywilnych u nas w kraju **nie ma**.

Obowiązujące rozporządzenie Ministra Komunikacji z 8.10.1976 r. w sprawie personelu lotniczego w § 6 stanowi:

„...szkolenie lotnicze osób ubiegających się o uzyskanie licencji lub dodatkowych uprawnień, zwanych dalej „kandydatami” oraz szkolenie członków personelu lotniczego może prowadzić jednostka organizacyjna lub organizacja społeczna, która ma środki niezbędne do prawidłowego prowadzenia takiego szkolenia, w szczególności:

- 1) odpowiedni personel,
- 2) sprzęt i urządzenia lotnicze”...

Ten przepis pozwala, aby szkoleniem lotniczym, w tym pilotów, mógł zajmować się każdy, kto spełnia powyższe warunki. Nawet Państwowe Gospodarstwo Rolne, jeżeli ma statek powietrzny, odpowiednie lądowisko i zatrudnionego pilota z uprawnieniami instruktorskimi, może prowadzić tego typu szkolenie.

Praktyka minionych lat dowiodła, iż tak właśnie przebiegał proces szkolenia pilotów.

Ten zawód, i niezbędne kwalifikacje z nim związane, nie wymaga ukończenia jakiejś szkoły, legitymowania się stosownym świadectwem lub dyplomem jej ukończenia.

Obwieszczenie MK z dnia 23.12.1976 r. w sprawie „Szczegółowych przepisów w sprawie licencji lotniczych” określa m.in. zakres wiadomości, jakimi powinien wykazać się kandydat na:

- pilota samolotowego II klasy,
- pilota samolotowego I klasy,
- pilota samolotowego liniowego.

Podobnie jest z kwalifikacjami pilota śmigłowcowego.

Oprócz powyższego cytowany akt normatywny określa również, jaką praktykę powinien mieć kandydat. Ale o tym oddzielnie. Natomiast, gdzie kandydat powinien osiągnąć niezbędny zakres wiedzy teoretycznej oraz umiejętności praktyczne — przepis milczy.

Należałoby stąd domniemywać, iż zawód pilota jest tak **mało ważny**, iż wystarczy zaopatrzyć się w niezbędne podręczniki (skąd?), przyswoić sobie zawarte tam wiadomości i odbyć niezbędną gdzieś tam... praktykę, zdać egzamin i uzyskać stosowną licencję. Sądzę, że jest to metoda wysoce ekonomiczna i opłacalna. Należałoby ją powielić na wiele innych zawodów, zwłaszcza w obecnej trudnej sytuacji gospodarczej naszego kraju. Z doświadczeń lotniczych mógłby skorzystać resort oświaty, jak również szkolnictwa wyższego. Wystarczyłoby określić zakres wiedzy teoretycznej technika (obojętnej specjalności), inżyniera, a może nawet lekarza, sprzecyzować niezbędną praktykę gdzieś tam... i nie zachodziłaby potrzeba utrzymywania tak dużej liczby szkół średnich i wyższych, które wymagają wysokich nakładów finansowych. Kandydat zdałby egzamin przed resortową komisją państwową i otrzymałby niezbędny dyplom (odpowiednik licencji) i tytuł zawodowy.

Niestety, jak dotychczas z tych doświadczeń nie skorzystano. A zatem można dalej trwać w przekonaniu, iż zawód pilota cywilnego jest mniej ważny od innych zawodów cywilnych. Ale takie przypuszczenie odnosi się tylko do pilota cywilnego.

Inaczej jest z uzyskaniem tytułu i kwalifikacji pilota wojskowego. Kandydat, oprócz przejścia wcześniejszej selekcji i wstępnego szkolenia w lotnictwie sportowym, musi ukończyć Wyższą Oficerską Szkołę Lotniczą, napisać i obronić stosowną pracę, zdać niezbędne egzaminy. Wówczas dopiero uzyskuje nie tylko tytuł pilota wojskowego, ale również inżyniera. Ukończenie szkoły lotniczej nie zamyka dalszego cyklu szkoleniowego. Pilot-inżynier przechodzi do określonej jednostki, podwyższając tam swoje umiejętności i szkoląc się do uzyskania kolejnych wyższych klas pilota wojskowego.

Nad obowiązującym systemem szkolenia pilotów czuwa specjalistyczna służba szkoleniowa wojsk lotniczych, opracowując niezbędne programy szkoleniowe, modyfikując je i uzupełniając. Wysokiej klasy specjaliści wojskowi kontro-

lują prawidłowość przebiegu szkolenia pilotów zarówno w szkole, jak i w jednostkach liniowych. To szkolnictwo otaczane jest głęboką troską władz lotnictwa wojskowego. Nieustannie rozwija się i uzupełnia niezbędną bazę szkoleniową oraz zaplecze socjalno-bytowe. Odpowiednie służby prognozują ilościowe potrzeby pilotów w poszczególnych latach, zwiększając lub zmniejszając nabór kandydatów.

System ten zresztą był i jest tworzony i modyfikowany w ciągu 40-lecia Ludowego Lotnictwa Polskiego, wysoka jest więc w wojsku ranga i znaczenie pilota.

Jaka szkoda, że z tych bogatych doświadczeń nie korzysta lotnictwo cywilne.

Aby jednak do tematu nie podchodzić jednostronnie i nie być posadczonym o stronniczość, odwołam się do innego przykładu.

W Dzienniku Ustaw nr 52 z 1983 r. zawarte jest rozporządzenie Ministra-Kierownika Urzędu Gospodarki Morskiej w sprawie kwalifikacji zawodowych członków załóg polskich statków morskich. W rozporządzeniu tym zostały określone następujące stopnie oficerskie:

- szyper III klasy żeglugi krajowej,
- szyper II klasy żeglugi krajowej,
- szyper I klasy żeglugi krajowej,
- oficer pokładowy III klasy,
- oficer pokładowy II klasy,
- oficer pokładowy I klasy,
- kapitan żeglugi wielkiej.

Ciekawostką stanowi fakt, że niezbędnym warunkiem do uzyskania każdego z tych stopni oficerskich jest ukończenie wyższej szkoły morskiej o kierunku nawigacyjnym. Natomiast brak jest w tym rozporządzeniu określenia niezbędnej wiedzy teoretycznej kandydata. Należy domniemywać, iż wiedzę tę może on zdobyć tylko w szkole.

Dziwić może fakt, iż oficerów o kierunku nawigacyjnym nie pozyskuje się za pomocą Yacht-Clubu.

Są tacy, którzy twierdzą, iż o wiele taniej byłoby wyszkolić oficera żeglugi międzynarodowej, gdyby w kilkumiesięczny rejs atlantycki lub dookoła świata nasi znakomici żeglarze wzięli kilku adeptów (kandydatów), szkoląc ich w określonym kierunku. Ponieważ nie jestem specjalistą w tym zakresie, temat ten pozostawiam bez komentarza.

A oto inny przykład. Ministrowie Komunikacji i Spraw Wewnętrznych wydali wspólnie rozporządzenie z dnia 13.10.1983 r. w sprawie kierowców pojazdów silnikowych. Otóż cytowane rozporządzenie stanowi, że aby uzyskać prawo jazdy określonej kategorii, kandydat musi ukończyć stosowny kurs programowy lub też szkołę państwową, której program nauczania obejmuje szkolenie kierowców. A zatem, nie określone wiadomości, jak to jest w odniesieniu do pilotów, lecz ukończenie odpowiedniego kursu lub szkoły jest wymagane do uprawiania zawodu. Cóż, zapewne ranga zawodu kierowcy jest znacznie wyższa od rangi zawodu pilota.

Tych kilka przykładów pozwala mi wrócić do wcześniejszego sformułowania, iż systemu szkolenia pilotów u nas w kraju jako takiego nie ma. Aby uzasadnić powyższe, nie będę wracał do lat pięćdziesiątych i późniejszych, lecz przedstawię stan obecny.

Szkoleniem pilotów cywilnych w Polsce zajmują się aerokluby, do niedawna też Zakład Usług Agrolotniczych miał swoją jednostkę szkoleniową w Kętrzynie; szkoli się tam, wspólnie z Akademią Rolniczą w Olsztynie, pilotów specjalności agro; pilotów śmigłowcowych szkoli też Zespół Usług Śmigłowcowych w Świdniku, próbowało prowadzić szkolenie również Technikum Mechanizacji Rolnictwa w Zamościu oraz Ośrodek Szkolenia Personelu Lotniczego w Rzeszowie. Podejmowane są również próby szkolenia do licencji pilotów zawodowych przez przemysł lotniczy, Przedsiębiorstwo Usług Lotniczych, lotnictwo sanitarne itp. Podobne działania szkoleniowe podejmowali indywidualni posiadacze (osoby prawne) samolotów lub śmigłowców z tzw. „umierającego” obecnie lotnictwa dyspozycyjnego.

Każda z tych jednostek organizacyjnych twierdziła i twierdzi, że mając statek powietrzny i pilota instruktora

sama wyszkoli sobie niezbędną liczbę brakujących pilotów, a będzie to szkolenie bardziej uzasadnione ekonomicznie niż tworzenie specjalistycznej szkoły czy ośrodka szkoleniowego. Tworzenie specjalnych ośrodków szkoleniowych jest działaniem chybionym, wysoce nieekonomicznym.

Uznając te twierdzenia za słuszne, można by je z pożytkiem wykorzystać w innych dziedzinach gospodarki narodowej. Po co np. tworzyć i utrzymywać przykładowe zasadnicze szkoły zawodowe, technika itp. Taniej byłoby ślusarza, murarza czy technika szkolić w macierzystym zakładzie pracy w toku produkcji. Rozwijając ten pogląd dalej można by dojść w konsekwencji do absurdalnych uogólnień, posilując się efektami ekonomicznymi, reformą gospodarczą itp. Na szczęście ten sposób rozumowania nie dotarł do Urzędu Gospodarki Morskiej, do resortów przemysłu, budownictwa, oświaty oraz szkolnictwa wyższego.

Natomiast mnogość poglądów na tematy szkolenia pilotów i różnice w tych poglądach powodowały i powodują, iż każda próba działania lub też działanie władzy lotniczej w zakresie uporządkowania tego tematu wywoływały okrzyki „zgrozy” wśród różnych jednostek organizacyjnych lotnictwa cywilnego. Nic też dziwnego, że władza lotnicza, która również w swej strukturze organizacyjnej i założeniach nie miała zbyt wielu możliwości decyzyjnych, nigdy tego tematu nie mogła uporządkować i nie uporządkowała. Zresztą użyte sformułowanie „władza lotnicza” jest nieadekwatne w odniesieniu do lotnictwa cywilnego, którego jednostki organizacyjne, znajdując się w innych resortach, uznawały jej istnienie de nomine, a nie de facto. Stąd też pozycja i ranga zawodu pilota cywilnego zmalały.

Nie ma w lotnictwie cywilnym wśród pilotów gradacji ich stopni. Np. II pilot żegluga powietrznej krajowej jest tylko drugim plotem, a nie oficerem określonej klasy. Można by zadać sobie pytanie, jaka jest różnica między dwiema pilotami na samolotach An-24 i Il-62M. Chyba nieznaczna w grupie uposażeniowej. Ale czy tylko o to chodzi? Kapitan pilot jest tylko kapitanem określonego typu statku powietrznego latającego w kraju lub na trasach zagranicznych, bez podziału na kapitana żegluga krajowej i międzynarodowej (patrz cytowane rozporządzenie Kierownika Urzędu Gospodarki Morskiej).

Nie twierdząc, że podane wyżej przykłady są całkowicie zasadne. Niemniej wykształcenie technika lub inżyniera, a nawet kierowcy wymaga tworzenia odpowiedniej bazy szkoleniowej, sieci szkół itp. Natomiast w celu uzyskania kwalifikacji pilota zawodowego, które są kosztowniejsze od kwalifikacji technika, inżyniera, lekarza, nie wymaga się tworzenia stosownej bazy dydaktycznej, nie mówiąc już o budowie określonego systemu szkoleniowego. A przecież system szkolenia pilotów, albo raczej jego brak, ma również zasadniczy wpływ na bezpieczeństwo wykonywanych lotów, jak również należyte przygotowanie kadr w tym zakresie.

Odwołam się tu do wiosennej konferencji „Bezpieczeństwa i higieny lotów”, zorganizowanej w 1983 r. przez PLL LOT oraz raportu z niej. Kończąc wnioski z tej konferencji postulują m.in. „...podniesienie poziomu zawodowego i przygotowania kadry lotniczej i technicznej przedsiębiorstwa przez: ...odpowiednie szkolnictwo lotnicze przygotowujące kandydatów do pracy w personelu latającym, ukierunkowanych we wczesnych etapach szkolenia do pracy w liniach lotniczych”... Dalej w raporcie tym czytamy, iż zasadniczy wpływ na bezpieczeństwo lotów ma „czynnik ludzki”.

Nie będę dalej przytaczał wielu innych słusznych wniosków tego raportu, gdyż te — stanowią podstawę do końcowych wniosków niniejszego opracowania.

Znaczenie „czynnika ludzkiego” w lotnictwie, a zwłaszcza u personelu latającego

Przedstawiając obecny stan szkolnictwa lotniczego doszedłem do negatywnych wniosków, pisząc o braku określonego systemu szkolenia pilotów w kraju. W artykule mówi się o szkolnictwie lotniczym nie w szerokim, lecz w ścisłym tego słowa znaczeniu, wychodząc z założenia, że najważniejszą sprawą w szkoleniu lotniczym jest problem pilotów. Nie znaczy to, że inne specjalności lotnicze nie wymagają oceny w zakresie przygotowywania kadr. Stąd też widziałbym konieczność rozpatrzenia (ponownego) trzech wariantów szkolenia pilotów zawodowych w kraju:

• Szkolenie to powierzyć całkowicie organizacji społecznej, jaką jest Aeroklub PRL.

A zatem nie jest to jakieś nowe odkrycie, a powrót do metody, jaka była stosowana przez wiele lat od chwili zakończenia II wojny światowej. Metoda ta doczekała się krytycznej oceny wielu komisji resortowych (Ministerstwa Komunikacji). Niewątpliwie w latach pięćdziesiątych zda-

ła ona egzamin. Wielu znakomych pilotów latających do dziś w PLL LOT jest wychowankami Centrum Szkolenia Lotniczego we Wrocławiu, a następnie w Krośnie. W latach późniejszych centrum to uległo rozwiązaniu, zaś funkcje szkoleniowe przejęły aerokluby regionalne, prowadząc szkolenie metodą dochodzącą, o cyklu szkoleniowym wieloletnim.

Wejście kolejnych, nowych generacji statków powietrznych do eksploatacji w PLL LOT spowodowało konieczność stawiania kandydatom na pilotów na tych liniach innych wymagań kwalifikacyjnych. Stąd też dotychczasowe metody szkolenia w aeroklubach w latach siedemdziesiątych poddawane były krytyce, zwłaszcza że poziomem nie odbiegaly od lat wcześniejszych, tj. pięćdziesiątych. Pod koniec lat siedemdziesiątych w lotnictwie sportowym uzyskiwano licencję pilota samolotowego zawodowego ok. 70÷90, a nawet więcej osób. Z tej liczby wyszkolonych zawodowo pracę podejmowało ok. 10÷12 osób rocznie.

Głównym wymogiem licencyjnym było i jest zresztą, aby kandydat wykazał się nalotem min. 150 h lotu, z czego 100 h jako dowódca samolotu (nalot samodzielny); ponadto wykonanie 20 h lotu pozalotniskowego — jako pilot dowódca samolotu, w tym jeden na odległość co najmniej 600 km, 10 h lotu nocnego jako pilot dowódca samolotu. Te warunki licencyjne aerokluby spełniały i można powiedzieć, że obecnie także spełniają.

A zatem, nie odwołując się do potrzeb tworzenia szkoły lub organizowania kursów i nie wzorując się na innych państwach jak np. Związek Radziecki, Wielka Brytania, Francja itp. oraz nie biorąc pod uwagę potrzeb wynikających z wprowadzenia nowych generacji sprzętu lotniczego i związanych z tym wymagań stawianych kandydatowi, można ten sposób uznać za wysoce ekonomiczny, opłacalny i zasadny w warunkach polskiej rzeczywistości.

• Skorzystać z pomocy lotnictwa wojskowego, powierzając mu całościowo szkolnictwo zawodowe pilotów cywilnych.

Za tym rozwiązaniem przemawiałaby bogata baza i zaplecze dydaktyczne, jakie ma wojskowe szkolnictwo lotnicze. Z ekonomicznego punktu widzenia wydaje się to zasadne. Niemniej uważam, że na temat tego wariantu więcej mogliby powiedzieć specjaliści mający rozeznanie w szkolnictwie wojskowym i cywilnym, jak również ekonomiści.

Inny sposób rozwiązania tego wariantu mógłby sprowadzać się do przeszkolenia pilotów wojskowych, którzy wcześniej ze względów zdrowotnych (dyskopatia) spisani zostali przez WIML z samolotów naddźwiękowych, a którzy mogą wykonywać loty na innych samolotach. Ten sposób rozwiązania problemu wydawałby się racjonalny, gdyż ok. 35-letni kandydat rokowałby nadzieje na wykonywanie zawodu jeszcze ok. 20 lat. Nie jestem jednak pewien, czy pilot ze schorzeniami kręgosłupa o charakterze z reguły dyskopatycznym będzie mógł przez planowany okres ok. 20 lat uzyskiwać średni dzienny nalot w granicach 4÷5 h. Sądzę jednak, że specjaliści medycyny lotniczej są w stanie wyjaśnić istniejące wątpliwości.

Przyjmując jednak ten wariant jako zasadny należałoby uznać, iż obowiązek przeszkolenia tych pilotów spoczywałby na jednostce organizacyjnej lotnictwa cywilnego, która zatrudniałaby zainteresowanego kandydata.

• Aeroklub PRL, jako organizacja społeczna o charakterze masowym, oprócz swych szerokich zadań statutowych, zajęłaby się selekcją kandydatów na pilotów zawodowych, prowadząc jednocześnie ich szkolenie podstawowe do licencji pilota samolotowego turystycznego.

Jednak tego typu szkolenie powinno odbywać się w systemie koszarowym w kilku wytypowanych do tego celu ośrodkach aeroklubowych. Kandydaci, którzy zakończyliby pomyślnie ten pierwszy etap lotniczego wtajemniczenia, kierowani byłiby do państwowej szkolnej jednostki organizacyjnej lotnictwa cywilnego, gdzie realizowałiby cykl szkolenia zawodowego pod kątem potrzeb zainteresowanego odbiorcy. A zatem inny profil szkoleniowy konieczny jest na potrzeby przewoźnika lotniczego, jakim są PLL LOT, inny zaś na potrzeby tzw. małego lotnictwa.

Jednostkę, która prowadziłaby tego typu szkolenie, nazwijmy umownie szkołą, należy wyposażać w niezbędne prerogatywy. Programy szkoleniowe obowiązujące w tej szkole powinny być szczegółowo konsultowane z zainteresowanymi jednostkami organizacyjnymi lotnictwa cywilnego oraz dostosowane do wymagań dyktowanych przez ICAO i do coraz bardziej rozwijającej się techniki lotniczej.

Uznając tę koncepcję za słuszną, można by skorzystać z doświadczeń rzeszowskich, gdzie kooperacja tamtejszej politechniki z OSPL-em pozwalała na równoległe zdobywanie kwalifikacji pilota z dyplomem inżynierskim. Absolwent szkoły legitymowałby się świadectwem jej ukończenia, zaś

ono stanowiłoby podstawę do uzyskiwania licencji pilota samolotowego zawodowego lub śmigłowcowego. Jednocześnie należałoby w rozporządzeniu Ministra Komunikacji wprowadzić zmianę warunkującą konieczność ukończenia szkoły lotniczej w celu uzyskania stosownej licencji pilota zawodowego.

Nie wiem, czy nie byłoby słuszne w porządkowaniu tego szerokiego wachlarza problemów skorzystać z doświadczeń Urzędu Gospodarki Morskiej. Sądzę również, iż „władza lotnicza” powinna dysponować określoną komórką szkoleniową, która zajmowałaby się prognozowaniem potrzeb kadrowych w lotnictwie, współdziałała w opracowywaniu programów szkolenia lotniczego, kontrolowała ich realizację itp. Myślę, że nie bez znaczenia jest tu możliwość skorzystania z doświadczeń wojskowego szkolnictwa lotniczego, o którym pisano wyżej.

Pragnę z całą stanowczością stwierdzić, iż złudny jest miraż taniego szkolenia przez poszczególne rodzaje lotnictwa cywilnego na własne potrzeby. Takie szkolenie jest powierzchowne i nie daje głębokich podstaw i właściwych trwałych nawyków. Natomiast jego rozproszenie, jak obecnie, jest znacznie bardziej kosztowne. Słuszne natomiast jest, aby absolwent szkoły podejmując pracę w określonym rodzaju lotnictwa cywilnego, przechodził tam specjalistyczne przeszkolenie.

A teraz kilka uwag na temat umiejętności, jakie absolwent szkoły o kierunku samolotowym powinien mieć:

- nalot łączny (m.in. jako II pilot) — nie mniej niż 300 h (w tym znajomość praktyczna zajęć proceduralnych na wszystkich lotniskach komunikacyjnych w kraju),
- uprawnienia do lotów IFR,
- uprawnienia do lotów na samolocie dwusilnikowym,
- znajomość języka rosyjskiego i angielskiego wraz z frazeologią proceduralną w tych językach,
- umiejętność latania i współdziałania w załodze wieloosobowej.

Selekcja kandydatów na pilotów zawodowych powinna

być prowadzona niezwykle starannie nie tylko pod względem umiejętności fachowych, ale również wysokich wartości moralnych, które analizowane byłyby nie tylko w okresie szkolenia podstawowego, ale również w samej szkole przez cały okres nauki.

A zatem, rekapitulując ten wariant, należałoby skończyć z „chałupniczymi” metodami szkoleniowymi, a tworząc określony spójny system szkolenia pilotów — zamknąć go w trzech etapach:

- szkolenie podstawowe w aeroklubach,
- szkolenie zawodowe w szkole,
- szkolenie i doszkalanie specjalistyczne w poszczególnych rodzajach lotnictwa cywilnego.

Liczbę szkolonych należałoby określać w oparciu o ryżujące się potrzeby kadrowe. Zważywszy, iż szkolenie takie odbywałoby się w jednej szkole, komórka prognozująca te potrzeby miałaby bezpośredni wpływ na liczbę i jakość szkolonych kandydatów.

Rodzi się tu wątpliwość co do płatnika za tego rodzaju szkolenie. Odpowiedź jest, wydaje się, prosta. Nie należy wyłamywać drzwi tam, gdzie są otwarte. Szkolnictwo w PRL jest bezpłatne. Odbiorcy absolwentów z techników i wyższych uczelni nie ponoszą z tego powodu kosztów. Najwyżej udzielają zainteresowanym szkołom, uczelniom stosownej pomocy. Podobnie armatorzy zatrudniający absolwentów Wyższej Szkoły Morskiej nie ponoszą z tego powodu żadnych kosztów. Byłoby dziwne, gdyby lotnictwo rządziło się swymi prawami w tym zakresie. Analiza tego tematu przeprowadzona w Ministerstwie Finansów potwierdza prezentowane stanowisko na ten temat.

Nie sądzę, aby omawiane warianty lotniczego szkolenia stanowiły jakąś rewelację i nowe odkrycia. Stanowią one raczej syntezę tego, co w lotniczym, cywilnym świecie mówi się i pisze. Natomiast wydaje się koniecznością zajęcie raz określonego stanowiska (wyboru wariantu), a następnie konsekwentne realizowanie przez całe lotnictwo cywilne, które w stosunku do innych zawodów pozostaje znacznie..., znacznie... w tyle.

Silniki naddźwiękowych samolotów pasażerskich drugiej generacji (I)

Mgr inż. JERZY MICHAŁEK
Instytut Lotnictwa

Problemy związane z budową naddźwiękowych samolotów pasażerskich od wielu lat frapują konstruktorów lotniczych. Pierwszy etap rozwoju tej dziedziny transportu lotniczego został zakończony wprowadzeniem do eksploatacji dwóch typów samolotów: angielsko-francuskiego Concorde i radzieckiego Tu-144 oraz zawieszeniem amerykańskiego programu SST (Supersonic Transport), w ramach którego realizowany był projekt samolotu Boeing 2707. Etap ten, traktowany bardzo prestiżowo przez rządy i opinie społeczne państw zaangażowanych w budowę tych samolotów, bywał często nazywany wyścigiem SST. Jego wynik nie był w pełni zadowalający dla żadnego z uczestniczących w nim krajów. Okazało się bowiem, że zaproponowane samoloty nie są w stanie sprostać bardzo ostrym wymaganiom związanym z ekonomią eksploatacji (wpływ kryzysu paliwowego) oraz ochroną środowiska. Przyjęte w nich rozwiązania konstrukcyjne, zwłaszcza zespołów napędowych, nie rokowały nadziei na to, że w wyniku nieznacznej modernizacji uzyska się spełnienie wspomnianych wymagań. Problem ten oraz zbyt wysokie koszty prac badawczych i rozwoju uzasadniały decyzję przerwania w 1971 r. rozpoczętego w 1963 r. amerykańskiego programu budowy naddźwiękowego samolotu pasażerskiego (wspomnianego wyżej programu SST). Trudności w spełnieniu wymagań związanych z ochroną środowiska oraz dotyczących ekonomiczności potwierdziły także doświadczenia zebrane w czasie eksploatacji samolotu Concorde.

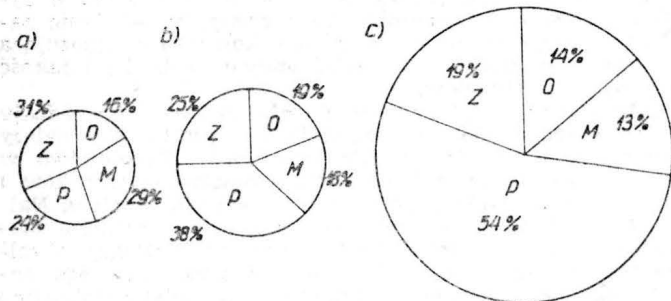
Drugi etap rozwoju tej dziedziny transportu lotniczego rozpoczęto na początku lat siedemdziesiątych. Charakterystyczne go systematyczne, nie obciążone pośpiechem i prowadzone stosunkowo niedużym kosztem stwarzanie podstaw do skonstruowania naddźwiękowego samolotu pasażerskiego

go drugiej generacji. Zakres prowadzonych prac, oprócz prac z dziedziny aerodynamiki, konstrukcji płatowca, dynamiki lotu, nowych materiałów i technologii płatowcowych, obejmuje również badania dotyczące zespołów napędowych. W rozpoczętym w 1972 r. amerykańskim programie badawczym SCAR (Supersonic Cruise Aircraft Research) na prace związane z zespołami napędowymi przeznaczono jedną czwartą funduszu całego programu. Pozytywne rozwiązanie problemu napędu jest jednym z najważniejszych warunków sukcesu pasażerskich samolotów naddźwiękowych. Chodzi tu o wyeliminowanie najpoważniejszych wad zespołów napędowych samolotów pierwszej generacji, tj. zbyt dużego zużycia paliwa, nadmiernej hałaśliwości i dość dużej emisji składników szkodliwych dla środowiska.

Ogólne założenia budowy silnika

Podstawowym założeniem przy opracowywaniu silnika do naddźwiękowego samolotu pasażerskiego jest zapewnienie minimum kosztów eksploatacji samolotu, co może być również wyrażone przez maksymalizację jego zasięgu. Osiągnięcie tego celu uzależnione jest od wymagań dotyczących hałaśliwości silnika i emisji szkodliwych składników oraz od możliwości technicznych i wysokości funduszy na realizację projektu. Ponieważ głównym składnikiem kosztów eksploatacji samolotu są obecnie koszty paliwa (rys. 1), podstawowym warunkiem zasadności budowy naddźwiękowego samolotu pasażerskiego jest małe jednostkowe zużycie paliwa do napędu silników. Przy projektowaniu silnika konieczne jest uwzględnienie faktu, że naddźwiękowy samolot pasażerski dużą część swej trasy pokonuje z prędkością poddźwiękową. Dzieje się tak np. z powodu

wynikającego ze szkodliwego działania fali uderzeniowej zakazu lotu z prędkością naddźwiękową nad wyznaczonymi obszarami lub też w przypadku awaryjnego wyłączenia w czasie lotu co najmniej jednego z silników, czy też w przypadku oczekiwania na pozwolenie lądowania. Przepisy bezpieczeństwa wymagają bowiem takiej rezerwy paliwa, aby samolot mógł krążyć przez 30 min w strefie oczekiwania. Od zespołu napędowego wymaga się zatem małego zużycia paliwa przy bardzo dużej rozpiętości prędkości lotu: od bardzo małej przy starcie $Ma \approx 0,3$ przez lot poddźwiękowy, do wybranej jako optymalna prędkości rzędu $Ma = 2,2$ w locie naddźwiękowym.



Rys. 1. Zmiana bezpośrednich kosztów eksploatacji samolotów szerokokadłubowych oraz zmiana proporcji między składnikami tych kosztów na przełomie lat siedemdziesiątych i osiemdziesiątych wg [17]: a) stan w 1973 r.; łączne koszty stanowią 46% kosztów w 1979 r.; b) stan w 1979 r.; c) stan przewidywany na połowę lat osiemdziesiątych; łączne koszty stanowią 351% kosztów w 1979 r.; O — załoga, M — obsługa, P — paliwo, Z — koszt zakupu samolotu

Wybór układu silnika oraz parametrów jego obiegu powinien być rezultatem procesu optymalizacji. Biorąc za podstawę silnik dwuprzepływowy jako uogólnienie turbiniowego silnika odrzutowego (silnik jednoprzepływowy będzie wtedy silnikiem o stopniu dwuprzepływowości zero) trzeba wyznaczyć: stopień dwuprzepływowości (stosunek natężeń przepływu), spręż wentylatora, całkowity spręż silnika, temperaturę przed turbiną, układ dopalacza, temperaturę dopalania oraz prędkość i sposób zorganizowania — ze względu na hałas — wypływu czynnika roboczego z dyszy wylotowej. Przy rozwiązywaniu tego zadania trzeba uwzględnić wpływ prędkości i wysokości lotu na dobór tych parametrów. Od warunków lotu zależą bowiem wielkości decydujące o zużyciu paliwa: sprawność cieplna silnika, sprawność napędowa i opór aerodynamiczny gondoli. Należy również pamiętać o wpływie masy zespołu napędowego oraz ilości zabieranego paliwa na konstrukcję płatowca i wynikające z tego możliwości zmniejszenia godzinowego zużycia paliwa przez samolot. Równoważony ciągiem silników opór aerodynamiczny płatowca zależy od jego powierzchni nośnej, która maleje wraz ze spadkiem masy samolotu. Jest to tym bardziej istotne, że paliwo stanowi dużą część masy samolotu naddźwiękowego. Np. w samolocie Concorde paliwo stanowi 50% jego masy startowej. Jednocześnie nie należy zapominać o współpracy silnika z naddźwiękowym wlotem powietrza, ponieważ duża rozbieżność charakterystyk silnika i wlotu prowadzi do komplikacji układu regulacji wlotu i wzrostu jego masy.

W tradycyjnej optymalizacji zespołów napędowych samolotów poddźwiękowych stosuje się minimalizację zużycia paliwa dla typowych warunków przelotowych, bowiem zdecydowanie większa część lotu odbywa się w tych warunkach. Próbując zastosować to podejście do naddźwiękowego samolotu pasażerskiego, trzeba by przeprowadzić dwie optymalizacje: jedną dla warunków przelotu naddźwiękowego, a drugą dla przelotu poddźwiękowego. Rezultatem będzie uzyskanie dwóch zdecydowanie różnych rozwiązań. Dla przelotu naddźwiękowego najlepszy byłby silnik jednoprzepływowy lub dwuprzepływowy o bardzo małym stopniu dwuprzepływowości, dla przelotu poddźwiękowego natomiast najlepszy jest silnik dwuprzepływowy o dużym stopniu dwuprzepływowości. Sytuacja ta wymaga kompromisu. Mogą nim być rozwiązania konwencjonalne w postaci różnych odmian silników jedno- i dwuprzepływowych lub nowa grupa silników nazywana w literaturze anglosaskiej silnikami o zmiennym obiegu termodynamicznym (variable cycle engine — VCE).

Określając optymalne parametry obiegu silnika, czy to dla poddźwiękowych, czy to dla naddźwiękowych warunków lotu, otrzymuje się charakterystyczną zależność optymalnego sprężu i stopnia dwuprzepływowości wybranego wariantu silnika od temperatury przed turbiną. Im wyższa jest ta temperatura, tym większe odpowiadają jej opty-

malne wartości sprężu i stopnia dwuprzepływowości. Ponieważ możliwości podwyższania temperatury przed turbiną są ograniczone stanem rozwoju materiałów żarowytrzymałych oraz techniki chłodzenia elementów turbiny, to przy przeprowadzaniu optymalizacji przyszłego silnika konieczne jest branie pod uwagę postępu w tej dziedzinie. Stąd w miarę przesuwania się w coraz dalszą przyszłość rozpoczęcia projektowania ostatecznej wersji zespołu napędowego do naddźwiękowego samolotu pasażerskiego drugiej generacji, zmienia się pogląd na optymalne wartości głównych parametrów silnika. Ilustruje to tabl. 1. Dla warunków przelotu naddźwiękowego uznano za optymalny:

TABLICA 1. Poziom hałasu samolotów pierwszej generacji mierzony w punktach kontrolnych określonych aneksem 16 ICAO (w EPNdB) wg [1]

Typ samolotu	Stan lotu		
	rozbieg	wznoszenie	podejście do lądowania
Tu-144	114	110	110
Concorde	111	114	115

- na poziomie 1974 r. silnik jednoprzepływowy bez dopalacza,
- na poziomie techniki z 1980 r. silnik dwuprzepływowy o bardzo małym stopniu dwuprzepływowości (rzędu 0,1),
- na poziomie techniki drugiej połowy lat osiemdziesiątych silnik dwuprzepływowy o stopniu dwuprzepływowości rzędu 1,4.

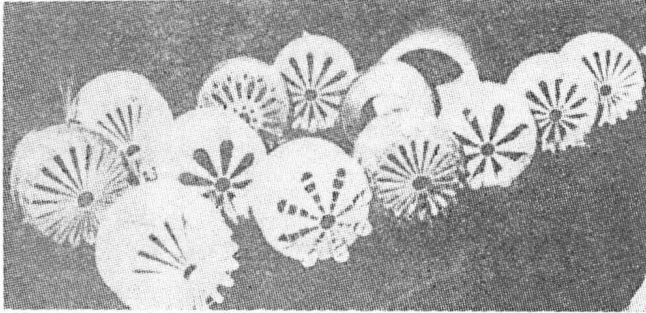
Zagadnienie hałasu

Problem hałasu związanego z lotnictwem zaostriął się z nastaniem epoki odrzutowych samolotów pasażerskich. Hałas stał się szczególnie uciążliwy w pobliżu lotnisk o dużym natężeniu ruchu. Spowodowało to konieczność zastosowania, egzekwowanych metodami administracyjnymi, ograniczeń hałasu wytwarzanego przez samoloty. Ograniczenia takie zawierają m.in. amerykańskie przepisy FAR 36. Międzynarodowe zalecenia precyzuje aneks 16 do konwencji o międzynarodowym lotnictwie cywilnym Międzynarodowej Organizacji Lotnictwa Cywilnego (ICAO). Normy te obejmują pomiar hałasu w trzech punktach lotniska ściśle określonych względem drogi startującego bądź lądującego samolotu. Konieczność sprostania tym przepisom zmusiła producentów samolotów oraz silników do rozpoczęcia prac nad ograniczeniem hałaśliwości swych wyrobów. W wyniku badań okazało się, że podstawowym źródłem hałasu silników jednoprzepływowych i dwuprzepływowych o małym stopniu dwuprzepływowości jest strumień gazów wylotowych. Hałas przezeń emitowany jest tym większy, im większa jest prędkość wypływu gazów z dyszy. Pewną poprawę uzyskano przez zastosowanie tłumików hałasu, stanowiących na ogół odpowiednio ukształtowane zakończenie rury wylotowej. Ich działanie polega na porządkowaniu procesu mieszania wypływającego z dyszy strumienia gazów z otaczającym powietrzem. Tłumiki takie, nazywane czasem mechanicznymi (mechanical suppressor), mają jednak wady: powodują straty ciągu oraz zwiększają masę zespołu napędowego. Pojawienie się silników odrzutowych o dużym stopniu dwuprzepływowości wykazało, że wzrost stopnia dwuprzepływowości w istotny sposób obniża hałaśliwość zespołu napędowego. W tej grupie silników hałas emitowany przez strumień gazów wylotowych jest stosunkowo mały i dlatego istotny udział w łącznym hałasie wytwarzanym przez napęd mają jego zespoły wirnikowe (szczególnie wentylator) oraz wlot powietrza.

Napęd naddźwiękowych samolotów pasażerskich pierwszej generacji stanowiły silniki jednoprzepływowe (Olympus 593 do samolotu Concorde oraz GE-4 do samolotu Boeing 2707) oraz silnik dwuprzepływowy o stopniu dwuprzepływowości 1 (NK-144 do samolotu Tu-144), wszystkie z dopalaniem. Silniki te, ze względu na narzucone, ograniczone oporami aerodynamicznymi wymiary poprzeczne, miały bardzo duże prędkości wypływu gazów wylotowych, wskutek czego były one bardzo hałaśliwe. Np. hałas prototypów silników GE-4 (wersja J5) wynosił 120 EPNdB. Jest to bardzo dużo w porównaniu z poziomem 108 RPNdB dopuszczonym przez przepisy FAR 36 dla samolotów czterosilnikowych. Poziom hałas samolotów Concorde i Tu-144 podano w tabl. 2 (wg [1]). Firma Rolls-Royce próbowała obniżyć do poziomu dopuszczalnego hałaśliwość samolotu Concorde przez zastosowanie do silników Olympus 593 tłumików hałasu. Mimo zachęcających wyników badań tunelowych, nie uzyskano jednak spodziewanych rezultatów w warunkach rze-

TABLICA 2. Niektóre dane silników proponowanych do napędu naddźwiękowego samolotu pasażerskiego drugiej generacji

Typ silnika	VCE (GE-21) z dopalaniem wersja J11B16	VCE bez dopalania oparty na rdzeniu YJ101	GE-21 wersja J10B3	VSCE wersja 511D wg techniki 1982 r	VSCE wg techniki 1988 r	LBE 435	RR 20770	—
Producent	General Electric			Pratt and Whitney		Rolls-Royce		
Nominalny stopień dwuprzepływowości	0,35	~1,4	0,07	0,85	1,3	0,2	0,07	~1,7
Spręż wentylatora	3,7	—	3,7	3,3	3,3	3,4	—	—
Spręż całkowity	17,3	—	16,2	13,6	20	14,4	—	—
Temperatura przed turbiną, K	—	—	—	—	—	—	—	—
Źródło informacji	[9,10]	[13]	[9]	[9]	[9]	[9]	[9]	[13]



Rys. 2. Tłumiki hałasu badane przez firmę McDonnell Douglas Corporation (wg [7])

czywistych. Fakt ten jest ostrzeżeniem przed zbyt dużym zaufaniem do prognoz teoretycznych oraz badań modelowych poziomu hałasu odrzutowych silników turbinowych.

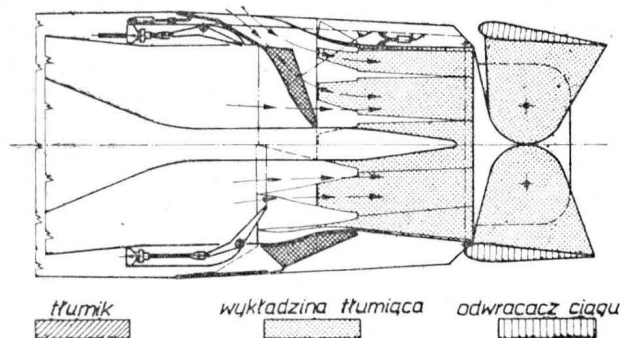
W przypadku omawianych w artykule zespołów napędowych naddźwiękowych samolotów pasażerskich nowej generacji rozpatrywane są cztery, nierzadko stosowane łącznie, sposoby ograniczenia hałasliwości:

- zwiększanie stopnia dwuprzepływowości silnika,
- stosowanie mechanicznych tłumików hałasu,
- stosowanie dyszy eiekcyjnej,
- stosowanie podwójnej współśrodkowej dyszy pozwalającej uzyskać odwrócony profil prędkości strumienia gazów wylotowych.

Nominalne stopnie dwuprzepływowości tej grupy silników wynikają z optymalizacji ich parametrów dla warunków przelotu naddźwiękowego i są stosunkowo nieduże. Nie zapewnienia norm dotyczących hałasu, tym bardziej że wymagana jest, ze względu na opór aerodynamiczny zespołu napędowego, duża prędkość wypływu gazów z dyszy silnika. Również w przypadku silników o zmiennym obiegu zwiększenie stopnia dwuprzepływowości w czasie startu jest zbyt małe, aby odpowiednio obniżyć poziom hałasu.

Możliwości stosowania tłumików hałasu analizowano już wielokrotnie. Różne warianty badanych w ramach realizowanego przez firmę McDonnell Corporation programu AST (Advanced Supersonic Transport) tłumików mechanicznych przedstawia rys. 2. Niektóre z nich pozwalają (wg badań modelowych) obniżyć hałas o ok. 10 PNdB, powodując spadek współczynnika prędkości w dyszy do wartości 0,95. Wspomniany współczynnik jest stosunkiem rzeczywistej prędkości wypływu z dyszy do prędkości jaką uzyskałby on przy izentropowym rozprężaniu; dla typowych dysz bez tłumików hałasu ma on wartość $0,97 \div 0,99$.

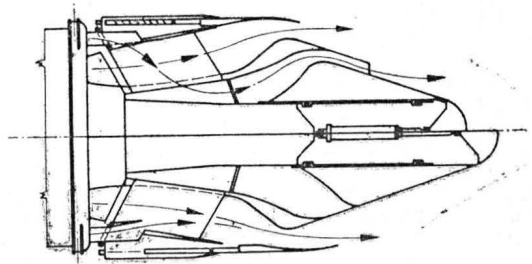
Na rys. 3 przedstawiono opracowany w ramach tego sa-



Rys. 3. Tłumik hałasu silnika jednoprzepływowego (wg [7])

mego programu projekt tłumika wykorzystujący zjawisko eiekcji. Przeznaczony on był do silnika jednoprzepływowego bez dopalacza. W tłumiku tym zastosowano uchylane na czas jego włączenia kłapy eiekcyjne wprowadzające do strumienia gazów zimne powietrze z zewnątrz. Użyto w nim również tłumiącą hałas wykładzinę ścianek dyszy wylotowej o zmiennym przekroju. Zastosowanie tego tłumika powoduje wzrost masy zespołu napędowego o 4 do 5%. Współczynnik prędkości przy włączonym tłumieniu wynosi 0,95.

Zjawiskiem dotychczas nie wykorzystywanym w zespołach napędowych samolotów jest efekt obniżenia się poziomu hałasu wywołwanego przez strumienie wylotowe silnika dwuprzepływowego w wyniku takiego zorganizowania wypływu strumieni (z dwóch kanałów przepływowości silnika), aby wypływ przez dyszę zewnętrzną miał znacznie większą prędkość niż wypływ przez dyszę wewnętrzną. Jest to przypadek odwrotny do typowej sytuacji w silnikach dwuprzepływowości bez mieszania strumieni, w których dyszą kanału zewnętrznego wypływa strumień o mniejszej prędkości. Z tego względu można mówić o odwróconym profilu prędkości strumieni wylotowych. Badania modelowe wykazały, że hałas strumienia o odwróconym profilu prędkości jest niższy niż hałas strumienia o profilu tradycyjnym oraz niższy od hałasu strumienia wypływającego z pojedynczej dyszy wylotowej w układzie ze wstępnym mieszaniami przepływów. Wyniki te zostały potwierdzone również badaniami odpowiednio w tym celu adaptowanego silnika JT8D. Ocenia się, że omawiana konfiguracja dyszy wylotowej pozwoli na obniżenie poziomu hałasu samolotu o 8 EPNdB.

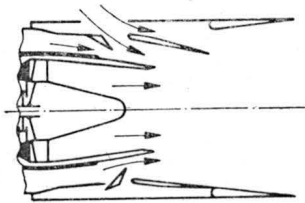


Rys. 4. Dysza wylotowa silnika VCE firmy General Electric (wg [7])

Ten ostatni sposób obniżania poziomu hałasu ma być wykorzystany w dwóch niekonwencjonalnych projektach silnika do naddźwiękowego samolotu pasażerskiego. W rozwiązaniu firmy General Electric (rys. 4) przeznaczonym do silnika VCE w warunkach startowych powietrze z kanału zewnętrznego (zza wentylatora) przedostaje się przez żebrą mocującą do wnętrza stożka centralnego dyszy i wypływa przez szczelinę powstałą wskutek wciągnięcia przez siłownik końcowej części tego stożka. W ten sposób strumień powietrza z kanału zewnętrznego wypływa z niedużą prędkością pierścieniową szczeliną w stożku centralnym, stanowiącą dyszę wewnętrzną. Strumień gazów wylotowych kanału wewnętrznego wypływa z dużą prędkością przez dyszę główną, stanowiącą w tym przypadku pierścieniową dyszę zewnętrzną. W warunkach lotu nie wymagających tłumienia hałasu końcowa część stożka centralnego dyszy jest wysunięta i powietrze z kanału zewnętrznego doprowadzane jest przez zawory uchylne do strefy mieszania kanału wewnętrznego i dalej do głównej dyszy wylotowej.

W rozwiązaniu firmy Pratt and Whitney (rys. 5) przeznaczonym do silnika VSCE z dopalaniem w kanale ze-

wnętrznym, odwrócony profil prędkości strumienia wylotowego w czasie startu uzyskuje się inaczej: stosowanie odpowiednio wysokich parametrów dopalania w kanale zewnętrznym powoduje dużą prędkość wypływu gazów z dyszy tego kanału; stosunkowo małą prędkość wypływu gazów z dyszy kanału wewnętrznego osiąga się dzięki ograniczeniu parametrów czynnika w tym kanale (przez zmniejszenie prędkości obrotowej). Przewiduje się, że dodatkowe obniżenie hałasu uzyska się dzięki wykorzystaniu zjawiska



Rys. 5. Dysza wylotowa silnika VSCE firmy Pratt and Whitney (wg [7])

ejekcji. W jego wyniku powietrze z otoczenia silnika zasysane jest przez otwory przeznaczone do wypływu gazów w czasie pracy na odwróconym ciągu, a następnie przez szczeliny powstałe wskutek nieznaczego zwarcia klap odwracacza ciągu. W przelocie pod- i naddźwiękowym prędkości wypływu gazów z obu kanałów są zbliżone. W locie naddźwiękowym zamykany jest dopływ powietrza z zewnątrz silnika i zjawisko ejekcji nie zachodzi.

Czystość gazów wylotowych

Konieczność doskonalenia procesów spalania we współczesnych silnikach turbinowych wiąże się z dążeniem do uzyskania takiego poziomu emisji szkodliwych składników spalin, aby nie narazić środowiska naturalnego na choćby krótkotrwałe skażenia. Dopuszczalną zawartość składników szkodliwych w gazach wylotowych określają w przypadku Stanów Zjednoczonych przepisy Agencji Ochrony Środowiska (Environmental Protection Agency — EPA), a na gruncie międzynarodowym — zalecenia ICAO. Podstawowymi szkodliwymi dla środowiska składnikami gazów wylotowych są: tlenek węgla, tlenki azotu, nie spalone węglowodory, dwutlenek siarki oraz dym.

W przypadku naddźwiękowych samolotów pasażerskich, oprócz znanych z eksploatacji innych samolotów zjawisk negatywnych dla środowiska wynikających z emisji składników szkodliwych w czasie startu i lotu na niedużych wysokościach, pojawiły się nowe, związane z lotami w stratosferze. Przewiduje się bowiem, że naddźwiękowe samoloty pasażerskie drugiej generacji będą dokonywać przelotów naddźwiękowych na wysokości ok. 20 km. W tym aspekcie rozpatrywane są dwa zjawiska mogące mieć negatywny wpływ na klimat na Ziemi. Pierwsze łączy się z wprowadzeniem dwutlenku siarki do górnych warstw atmosfery, co może spowodować zmianę ich przezroczystości i w rezultacie zmianę temperatury powierzchni naszej planety. Drugie zjawisko jest związane z przedostaniem się tlenków azotu do górnej warstwy atmosfery — ozonosfery, gdzie powodują one katalityczny rozpad ozonu. Ponieważ ozon zatrzymuje promieniowanie ultrafioletowe, to zmniejszenie się jego koncentracji może spowodować nadmierne nasłonecznienie powierzchni Ziemi tym szkodliwym dla biosfery promieniowaniem. Oczywiście intensywność zachodzenia wspomnianych zjawisk zależeć będzie od natężenia ruchu lotniczego na dużych wysokościach. Na razie możliwości jej oceny, jak również znajomość wpływu składu stratosfery na klimat na Ziemi, są ograniczone. Wśród fachowców przeważa opinia, że obawy dotyczące wpływu naddźwiękowych samolotów pasażerskich na górne warstwy atmosfery są przesadzone. Podobne obawy wysuwano przecież w stosunku do lotów samolotów długodystansowych (np. Boeing 747SP lata na wysokości 12÷14 km) i pierwszej generacji samolotów naddźwiękowych (Concorde i Tu-144 latają na wysokości 15÷20 km). W 1980 r. organ ICAO, Komitet ds. Emisji Szkodliwych Substancji przez Silniki Lotnicze (Committee on Aircraft Engine Emissions) stwierdził, że „transport lotniczy w swym obecnym oraz przewidywanym stanie nie wprowadza znaczących zmian w stratosferze i że

obecnie nie ma potrzeby przygotowywania przepisów dotyczących emitowania w czasie przelotu szkodliwych składników”. Mimo to zalecono dalsze badania związane z tą problematyką.

Niezależnie od tego, czy wspomniane w powyższym cytacie przepisy dotyczące składu spalin na pułapie przelotowym zostaną wprowadzone, ciągle zaostrzające się przepisy dotyczące emisji składników szkodliwych na powierzchni Ziemi stymulują opracowywanie coraz „czystszych” komór spalania. Dotyczy to zarówno zastosowań lotniczych, jak i energetycznych silników turbinowych. Wspomniane prace koncentrują się na ograniczaniu emisji tlenków azotu, tlenku węgla oraz nie spalonych węglowodorów. Emisja dwutlenku siarki jest zmniejszana dzięki ograniczeniu zawartości siarki w paliwie. Szczególnie trudne jest zmniejszenie emisji tlenków azotu przy jednoczesnych wysokich wymaganiach dotyczących sprawności komory spalania, którym towarzyszą wysokie temperatury strefy spalania. W ramach prac dotyczących tego problemu zaproponowano wiele rozwiązań:

— komory o dwóch „równoległych” strefach spalania, głównej i pomocniczej, umownie nazywane czystymi komorami (przewidziano ich użycie w ramach programu E³);

— komory oparte na spalaniu ubogiej mieszanki paliwo-powietrznej, umownie nazywane komorami ubogimi [15, 16];

— komory o spalaniu dwustrefowym — „szeregowym” — w układzie strefa uboga + strefa uboga lub w układzie strefa bogata + strefa uboga [15, 16];

— komory ze wstępnym przygotowaniem mieszanki paliwo-powietrznej;

— komory z zastosowaniem katalizatorów.

Postępy w tych pracach pozwalają mieć nadzieję, że do czasu rozpoczęcia konstruowania ostatecznej wersji zespołu napędowego naddźwiękowego samolotu pasażerskiego drugiej generacji zostaną wypracowane podstawy do zaprojektowania wystarczająco „czystej” komory spalania.

LITERATURA

1. Snizhenije szuma samolotow c reaktivnymi dwigatelami. Red. A. M. Mchitarian. Maszynostrojenije, Moskwa 1975 r.
2. R. J. WEBER: The NASA research program on propulsion for supersonic cruise aircraft. SAE Prepr. nr 750629 (1975) (streszczenie: *Ekspress-Informacja, Wozdusznyj Transport 4/1975* oraz *Ekspress Informacja, Awiaostrojenije, 10/1976*).
3. R. D. FITZSIMMONS, W. T. ROWE: AST propulsion comparisons. SAE Prepr. nr 750631 (streszczenie: *Ekspress-Informacja Wozdusznyj Transport 6/1976*).
4. E. A. WILLIS, A. D. WELLS: Variable-cycle engines for supersonic cruising aircraft. AIAA Pap. 1976 nr 76-759 (streszczenie: *Ekspress-Informacja, Awiaostrojenije, 21/1977*).
5. R. W. HINES: Advanced supersonic transport propulsion requirements. AIAA Pap. 1977 nr 77-831 (streszczenie: *Ekspress-Informacja, Awiaostrojenije 28/1978*).
6. J. N. KREBS, R. D. ALLAN: Supersonic propulsion 1970 to 1977. AIAA Pap. 1977 nr 77-832 (streszczenie: *Ekspress-Informacja Awiaostrojenije 19/1978*).
7. W. T. ROWE, E. S. JOHNSON, R. A. MCKINNON: Technology status of jet noise suppression concepts for advanced supersonic transport. AIAA Pap. 1977 nr 77-833.
8. G. B. EVELYN, E. S. JOHNSON, A. SIGALLA: Propulsion for future supersonic transports — 1978 status. AIAA Pap. 1978 nr 78-1051 (streszczenie: *Ekspress-Informacja, Awiaostrojenije, 29/1979*).
9. R. D. FITZSIMMONS, W. T. ROWE, E. S. JOHNSON: Advanced supersonic transport engine integration studies for near-time technology readiness data. AIAA Pap. 1978 nr 78-1052 (streszczenie: *Ekspress-Informacja, Awiaostrojenije, 29/1979*).
10. R. BROWN: Integration of a variable cycle engine concept in a supersonic cruise aircraft. AIAA Pap. 1978 nr 78-1049 (streszczenie: *Ekspress-Informacja, Awiaostrojenije, 29/1979*).
11. R. A. HOWLETT, E. C. BEATTIE: Integrated control systems for advanced supersonic engines. AIAA Pap. 1978 nr 78-1050 (streszczenie: *Ekspress-Informacja, Awiaostrojenije 17/1979*).
12. R. W. VIZZINI, P. D. TOOT: Full authority digital electronic control application to a variable cycle engine. SAE Techn. Pap. Ser. 1980 nr 801203 (streszczenie: *Ekspress-Informacja, Awiaostrojenije 9/1982*).
13. J. MOXON: Variable cycle engine: propulsion panacea? *Flight International*, 20 March 1982.
14. ICAO Committee on Aircraft Engine Emissions, First Meeting. Montreal 12÷22 June 1978, Report.
15. H. G. LEW, S. M. DECORSO i in.: Low NOx and Fuel Flexible Gas Turbine Combustors. *Trans. of the ASME, Journal of Engineering for Power* vol. 104, nr 2, April, 1982.
16. M. B. CUTRONE, M. B. HILT i in.: Evaluation of Advanced Combustors for Dry NOx Suppression With Nitrogen Bearing Fuels in Utility and Industrial Gas Turbines. *Trans. of the ASME, Journal of Engineering for Power* vol. 104, nr 2, April 1984.
17. La recherche aeronautique dans le monde (I). *Air et Cosmos* nr 961, 2 Juillet 1983.

Analiza mas szybowca

Dr inż. WIESŁAW STAFIEJ
PZL-Bielsko

Jednym z pierwszych kroków konstruktora w procesie projektowania szybowca jest szacunek wielkości i rozkładu mas poszczególnych zespołów, podzespołów i części. Pozwala on na określenie całkowitej masy płatowca oraz wędrówki położenia środka masy w zależności od stanu załadowania.

Trafne określenie wielkości mas poszczególnych elementów struktury nie jest łatwe i w trakcie szacowania projektant musi korzystać z następujących danych pomocniczych:

— geometrii elementów oraz ciężaru właściwego przewidzianego tworzywa,

— zbioru danych statystycznych uzyskanego w wyniku ważenia podobnych elementów konstrukcyjnych w uprzednio zbudowanych szybowcach,

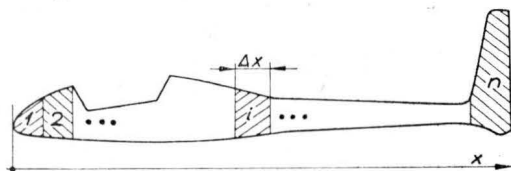
— znanej wielkości mas części znormalizowanych i typowych, jakie zamierza zastosować w nowo projektowanej konstrukcji.

Rachunkowe określenie wielkości masy przy korzystaniu z geometrii i ciężaru właściwego może być obciążone błędem, szczególnie gdy kształt elementu jest skomplikowany. Lepsze przybliżenie zapewnia wykorzystanie statystyki, najlepsze zaś znajomość wielkości mas części znormalizowanych i typowych oraz ewentualnych odchyłek. Jednakże części takie stanowią tylko pewien procent masy całkowitej, natomiast decydujący wpływ wywierają masy elementów oszacowane rachunkowo lub przy wykorzystaniu statystyki.

Dane statystyczne

Przestrzeganie w toku produkcji ważenia poszczególnych części, a następnie podzespołów i zespołów szybowca, które zostały wmontowane, zapewnia systematyczne gromadzenie danych tworzących zbiór statystyczny. Jednakże nie każdy podzespół czy zespół da się zważyć, szczególnie w szybowcach kompozytowych, gdzie integracja konstrukcji posunięta jest bardzo daleko. W trakcie produkcji zespoły powstają jako duże zintegrowane struktury (np. połówki całego kadłuba łącznie ze statecznikiem kierunku czy też dolna i górna skorupa skrzydła o długości sięgającej połowy rozpiętości płata) i w tym przypadku interesująca staje się znajomość nie tylko masy, lecz także jej rozkładu wzdłuż charakterystycznej współrzędnej ξ , którą może być np. długość kadłuba, rozpiętość płata, wysokość usterzenia kierunku itp. Powstaje wówczas funkcja $m = f(\xi)$.

Proces certyfikacji szybowca, przewidzianego do produkcji seryjnej, wymaga przeprowadzenia prób wytrzymałościowych głównych zespołów konstrukcyjnych (np. kadłub, skrzydło, usterzenie wysokości itp.). Każdy z tych zespołów poddawany jest wielu próbom odtwarzającym wymiarujące przypadki obciążenia, z których jedną (ekstremalną) prowadzi się aż do zniszczenia struktury. Zniszczony zespół może być wykorzystany do określenia rozkładu masy wzdłuż współrzędnej charakterystycznej. W tym celu zniszczony zespół należy pociąć na segmenty, a następnie kolejno je zważyć.



Rys. 1

W przypadku kadłuba podział wzdłuż współrzędnej charakterystycznej (którą jest długość kadłuba — rys. 1) na segmenty $i=1, 2 \dots n$ (przy czym w każdym segmencie muszą znaleźć się wszystkie elementy istniejące wewnątrz niego: elementy układu sterowania, różne konsole i uchwyty mocujące) pozwala na uzyskanie n punktów umożliwiających wykreślenie linii zmienności masy wzdłuż długości. Przebieg linii będzie tym dokładniejszy, im wyższa jest liczba n segmentów. Do obliczeń może być wygodna postać uzyskana przez zróżniczkowanie funkcji $m = f(\xi)$ względem współrzędnej charakterystycznej. Przyjmując w

przypadku kadłuba, iż współrzędną tą jest odcięta osi podłużnej szybowca x , uzyskuje się jednostkowy rozkład masy w postaci:

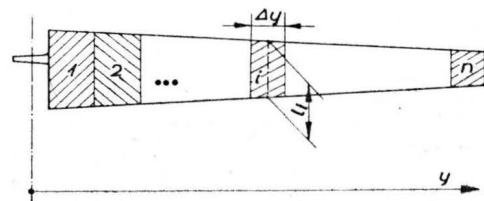
$$\frac{dm}{dx} \approx \frac{\Delta m}{\Delta x} = f(x)$$

W przypadku skrzydła (rys. 2) wygodniej jest odnieść wielkość masy do powierzchni segmentu: $\Delta S_i = l_i \Delta y_i$. Wielkością charakterystyczną jest tutaj współrzędna wzdłuż osi poprzecznej szybowca y . Jednostkowy rozkład masy przyjmie wówczas postać:

$$\frac{dm}{dS} \approx \frac{\Delta m}{\Delta S} = f(y)$$

Podobnie można wyznaczyć jednostkowy rozkład masy dla usterzenia wysokości lub kierunku.

Na rys. 3 przedstawiono jednostkowy rozkład masy skrzydła dla szybowca SZD-52 Jantar 15.

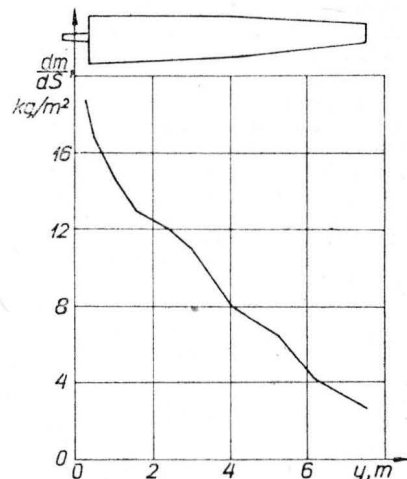


Rys. 2

Ważenie szybowca i określenie położenia środka masy

Ostateczną weryfikacją wyniku analizy masowej jest ważenie szybowca pustego, a następnie z ekstremalnymi warunkami załadowania.

Pod pojęciem masy szybowca pustego rozumie się masę struktury i wyposażenia standardowego (tablica z przyrządami pokładowymi, radiostacja i ewentualne inne wyposażenie stałe określone w warunkach technicznych danej konstrukcji). Natomiast pojęcie masy ładunku obejmuje masę pilota ze spadochronem (lub pilotów w przypadku szy-



Rys. 3

bowca dwumiejscowego), masę bagażu osobistego i elementów wyposażenia dodatkowego (np. barograf, kalkulator taktyczny itp.).

Szybowiec waży się przy zastosowaniu dwóch wag (rys. 4) ustawionych w odległości L . Odczyt wielkości mas wskazywanych przez wagę przednią m_1 i wagę tylną m_2 pozwala na określenie całkowitej masy szybowca:

$$m = m_1 + m_2$$

oraz położenie środka masy:

$$x = \frac{m_2 \cdot L}{m_1 + m_2}$$

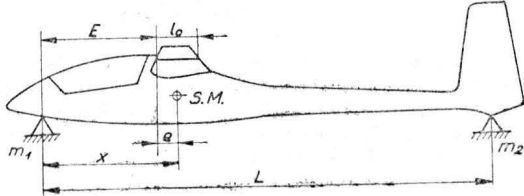
Znając odległość średniej ciężkości odniesienia (SCO) o długości l_0 od wagi przedniej E , można określić odległość rzutu środka masy na SCO od krawędzi natarcia SCO:

$$e = x - E$$

oraz procentowe położenie środka masy w odniesieniu do SCO:

$$p = \frac{e}{l_0} \cdot 100 \text{ (wyrażone w \% SCO)}$$

Ważenie kilku szybowców tego samego typu wskazuje na



Rys. 4

istnienie rozrzutu wielkości masy i położenia środka masy, należy przeto określić:

- wielkości nominalne,
- odchyłki od nominalu (traktowane jako dopuszczalne).

Wpływ ładunku

Dla każdego typu szybowca Świadectwo Typu określa w załączonym do niego Arkuszu Danych wielkość maksymalnej dopuszczalnej masy w locie oraz skrajne przednie i tylne położenie środka masy szybowca w locie.

Wielkość ładunku jest parametrem zmiennym, składa się bowiem z masy:

- pilota ze spadochronem (lub pilotów w przypadku szybowca dwumiejscowego). Zgodnie z przepisami budowy szybowców masa pilota zawiera się w przedziale 55÷110 kg,
- bagażu i wyposażenia dodatkowego o wielkości masy wynikającej z różnicy między maksymalną dopuszczalną masą szybowca w locie z masą a szybowca pustego z pilotem wyposażonym w spadochron.

Jak wspomniano, masa szybowca pustego i położenie środka masy obciążone są dopuszczalnym zakresem odchyłek w stosunku do nominalu. Wielkość masy wyposażenia dodatkowego jest więc różna dla konkretnych egzemplarzy szybowca i konkretnych pilotów. W przypadku szybowców zawodniczych może więc odpowiednio indywidualnie wykorzystana do instalacji elementów wyposażenia ułatwiających taktyczną rozgrywkę w zawodach.

Aby ułatwić pilotom montaż takiego wyposażenia, przy jednoczesnej gwarancji zachowania warunków użytkownika (nieprzekroczenie masy maksymalnej i zmieszczenie się w limitach położenia środka masy w locie), należy przygotować „diagram załadowania”. Określa on pole dopuszczalnych położenia środka masy szybowca pustego, lecz z zamontowanym wyposażeniem dodatkowym w zależności od masy określonej ważeniem szybowca w ww.stanie.

Należy jednak pamiętać o wspomnianym już rozrzucie wielkości masy i położenia środka masy szybowca pustego.

Do zastosowań praktycznych wygodnie jest przyjąć jako płaszczyznę odniesienia płaszczyznę pionową prostopadłą do ciężkości przykadłubowej (CPK) o długości l_k . Przyjmując zgodnie z rys. 5 następujące oznaczenia:

- x — współrzędna punktu A (dowolnego) mierzona wzdłuż osi x względem płaszczyzny odniesienia,
- l_k — długość ciężkości przykadłubowej,
- m_N — nominalna masa szybowca pustego,
- Δm_G — górna odchyłka tej masy,
- Δm_D — dolna odchyłka tej masy,
- x_{SP} — przednie skrajne położenie środka masy szybowca pustego,
- x_{ST} — tylne skrajne położenie środka masy szybowca pustego,
- m_{PC} — masa pilota ciężkiego (110 kg ze spadochronem),
- m_{PL} — masa pilota lekkiego (55 kg ze spadochronem),
- x_{OP} — przednie położenie środka masy szybowca w locie (dopuszczalne),
- x_{OT} — tylne położenie środka masy szybowca w locie (dopuszczalne),

można wyznaczyć takie położenie środka masy pilota ze spadochronem, aby nie przekroczyć dopuszczalnego położenia środka masy szybowca w locie.

Dla masy szybowca pustego w dolnej tolerancji i przy przednim skrajnym położeniu jego środka masy, ramię środka masy pilota określa zależność:

$$x_p = \frac{(m_N + \Delta m_D + m_p)x_{OP} - m_p x_{SP}}{m_p}$$

gdzie za m_p należy kolejno podstawić:

m_{PC} uzyskując wartość x_{p1} ,

m_{PL} uzyskując wartość x_{p2} .

Dla masy szybowca pustego w górnej tolerancji i przy tylnym skrajnym położeniu jego środka masy, ramię środka masy pilota wynosi:

$$x_p = \frac{(m_N + \Delta m_G + m_p)x_{OT} - m_p x_{ST}}{m_p}$$

gdzie po analogicznym podstawieniu m_{PC} i m_{PL} uzyskuje się wielkości x_{p3} oraz x_{p4} . Wielkości te, pokazane na rys. 6, wyznaczają dopuszczalny bezpieczny zakres położenia środka masy pilota Z (od x_{p1} do x_{p4}). Zatem bezpieczne graniczne ramiona pilotów względem płaszczyzny odniesienia określają zależności:

- w położeniu skrajnym przednim:

$$x_{PP} = \frac{(m_N + \Delta m_D + m_{PC})x_{OP} - m_{PC} \cdot x_{SP}}{m_{PC}}$$

- w położeniu skrajnym tylnym:

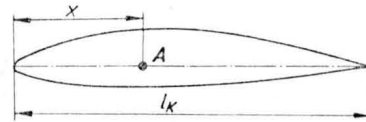
$$x_{PT} = \frac{(m_N + \Delta m_G + m_{PL})x_{OT} - m_{PL} \cdot x_{ST}}{m_{PL}}$$

Nominalne położenie środka masy pilota względem płaszczyzny odniesienia (średnie ramię):

$$x_p = \frac{1}{2}(x_{PP} + x_{PT})$$

- ma odchyłki: - przednią $\Delta x_p = x_{PP} - x_p$
- tylną $\Delta x_T = x_{PT} - x_p$

Zdefiniowanie ramion pilotów (w odchyłkach przedniej i tylnej) pozwala na wyznaczenie obszaru dopuszczalnych



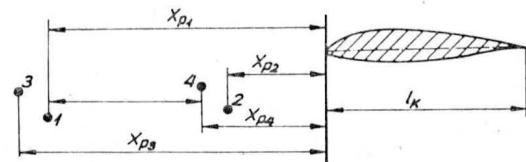
Rys. 5

położenia środka masy szybowca zważonego z wyposażeniem dodatkowym, ale bez pilota i spadochronu w postaci funkcji:

$$x_W = f(m_x)$$

gdzie:

x_W — położenie środka ciężkości szybowca wyposażonego, ale bez pilota i spadochronu,



Rys. 6

m_x — zmienna masa szybowca w stanie jw. Przednia granica wielkości x_W wynosi:

$$x_{SPW} = \frac{(m_x + m_{PC})x_{OP} - m_{PC}(x_P + \Delta x_p)}{m_x}$$

oraz granica tylna:

$$x_{STW} = \frac{(m_x + m_{PL})x_{OT} - m_{PL}(x_P + \Delta x_T)}{m_x}$$

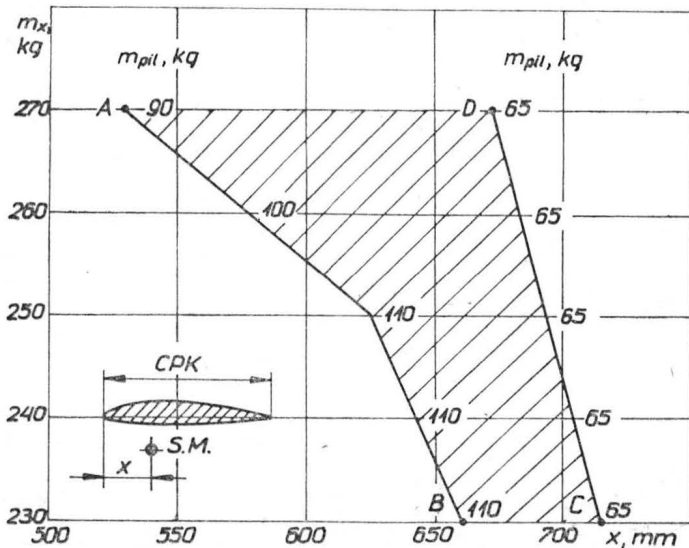
a dopuszczalny zakres wędrówki wielkości x_W wynosi:

$$Z_W = x_{STW} - x_{SPW} = f(m_x)$$

Przebieg zależności $Z = f(m_x)$ dla szybowca SZD-41 A Jantar Standard pokazano na rys. 7. Ponieważ maksymalna masa szybowca w locie (bez balastu wodnego) jest ograniczona do 360 kg, to w przypadku lotu z pilotem ciężkim przy masie szybowca pustego (ale dodatkowo wyposażonego) przekraczającej wielkość $m_x = 250$ kg zachodzi konieczność ograniczenia masy pilota (na rys. 7 — załamanie linii granicznej dla pilota ciężkiego). Zakresowane pole ABCD jest obszarem dopuszczalnych położenia środka masy szybowca wyposażonego, lecz bez pilota i spadochronu.

Momenty bezwładności

Określenie rozkładu mas i położenia środka masy szybowca pozwala na obliczenie momentów bezwładności względem głównych centralnych osi x, y, z wg zależności:



Rys. 7

$$J_j = \sum_{i=1}^n \{m_j(r_j)_i^2 + [(J_0)_j]_i\}$$

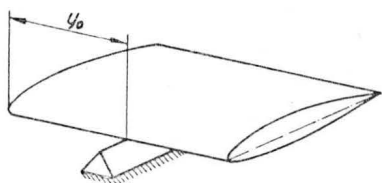
gdzie:

- m_i — masa zważonego segmentu struktury szybowca,
- $(r_j)_i$ — ramię środka masy segmentu względem osi j ,
- $[(J_0)_j]_i$ — własny moment bezwładności segmentu względem osi j ,

$$j = x, y \text{ lub } z.$$

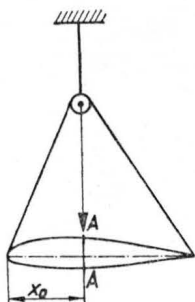
Obliczenie członu: $m_i(r_j)_i^2$ w przypadku ustalonego rozkładu mas nie sprawia trudności, problemem natomiast jest analityczne wyznaczenie dokładnych wartości momentów bezwładności własnych poszczególnych segmentów mających często skomplikowany kształt. Należy więc wykorzystać fakt, iż zespoły szybowca pocięto na segmenty, co umożliwia dokonanie pomiaru własnych momentów bezwładności.

Zasadę pomiaru przedstawiono na przykładzie jednego z segmentów skrzydła. Położenie środka masy względem rozpiętości wyznacza pryzma podstawiona w miejscu zapewniającym równowagę podpartego segmentu (rys. 8). Odległość y_0 wyznacza położenie środka masy względem brzegu segmentu.



Rys. 8

Położenie środka masy względem cięciwy określa się zawieszając swobodnie segment w przekroju odległym o y_0 od brzegu (rys. 9). Pion wyznacza położenie środka masy w odległości x_0 od krawędzi natarcia w przekroju zawieszania (dając linię A-A).



Rys. 9

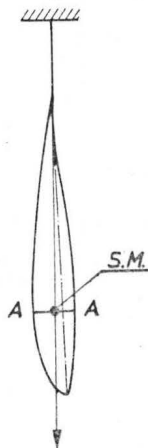
Zawieszając z kolei segment za krawędź spływu uzyskuje się na przedłużeniu kierunku linki zawieszającej przecięcie z uprzednio wyznaczoną linią A-A (rys. 10). Przecięcie to wyznacza środek masy.

Ponieważ masa w strukturze skrzydła bez drobnych skupionych, jak dźwignie, konsoly itp. jest rozłożona w

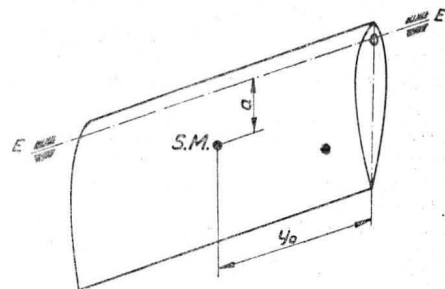
sposób ciągły można przyjąć, iż wzdłuż rozpiętości segmentu położenie środka masy jest stałe i wynosi:

$$e_{SM} = \frac{x_0}{l} = \text{const (wyrażone w częściach cięciwy)}$$

gdzie l jest długością cięciwy w przekroju odległym o y_0 od brzegu segmentu.



Rys. 10



Rys. 11

Aby wyznaczyć moment bezwładności segmentu, skorzystano z zasady wahadła fizycznego. Przy dostatecznie małych kątach wychylenia wahadła okres wahań T jest w przybliżeniu niezależny od amplitudy. Zawieszając segment obrotowo względem osi E-E (rys. 11) w odległości a od środka masy (w przekroju leżącym w odległości y_0 od brzegu segmentu) można wyznaczyć okres wahań:

$$T = 2\pi \sqrt{\frac{J_E}{m \cdot a \cdot g}}$$

gdzie:

- J_E — moment bezwładności segmentu względem osi E-E,
- m — masa segmentu,
- g — przyspieszenie ziemskie

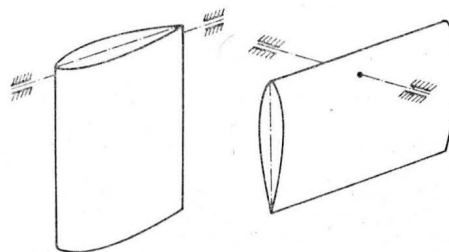
a stąd:

$$J_E = \frac{T^2}{4\pi^2} (m \cdot a \cdot g)$$

Własny moment bezwładności segmentu (względem osi $y-y$ przechodzącej przez środek masy segmentu) wynosi:

$$J_{y_0} = J_E - m \cdot a^2$$

W sposób podobny wyznacza się momenty bezwładności względem pozostałych osi, a więc J_{x_0} i J_{z_0} po odpowiednim podwieszeniu segmentu (rys. 12).



Rys. 12

Aby uzyskać względnie dokładny pomiar, podwieszenie segmentu musi zapewniać małe tłumienie ruchu wahadłowego, tak aby ocena okresu mogła być dokonana na podstawie dużej liczby wahań.

Wnioski

Przedstawione rozważania podają sposób pełnego wykorzystania podstawowych zespołów szybowca wykonanych w celu przeprowadzenia prób wytrzymałościowych. Po wykonaniu próby niszczącej, wrak konstrukcji może być użyty do wzbogacenia zbioru danych statystycznych, bardzo przydatnych w trakcie analizy masowej projektowanego prototypu szybowca.

Microjet 200B • Francja •

Lekki odrzutowy samolot szkolno-treningowy

Trzy lata po pierwszym locie drewnianego przedprototypu rozpoczęto 19 maja 1983 r. próby właściwego prototypu samolotu szkolno-treningowego Microjet 200B. Podobnie jak włoski Caproni Vizzola (TLiA nr 8/1983), samolot Microjet ma umożliwić początkującym pilotom zapoznanie się z właściwościami i charakterystykami samolotów odrzutowych przy dwukrotnie niższych od dotychczasowych kosztach szkolenia. Poza swym głównym zadaniem, jakim jest szkolenie podstawowe, będzie mógł być również używany do treningu pilotów rezerwy oraz jako samolot bezpośredniego wsparcia, rozpoznawczy i do zwalczania śmigłowców.

W porównaniu z przedprototypem, prototyp ma o 40 cm przedłużony kadłub, silniki o zwiększonym ciągu, hamulce aerodynamiczne — na górnej powierzchni płata — usterzenie ze skosem oraz metalową i laminatową konstrukcję. Półskorupowy, metalowy kadłub jest wykonany jako całość z centralną częścią płata. Kabina ma dwa siedzenia obok siebie, przy czym prawe siedzenie — instruktora — jest cofnięte o 55 cm w stosunku do siedzenia ucznia. W kadłubie zabudowane są dwa silniki Microturbo TRS18-1 o ciągu startowym 130 daN zasilane powietrzem przez wloty typu NACA (wloty zagłębione w kadłub). Skrzydła mają pokrycie z tworzywa zbrojonego włóknem szklanym i dodatkowo wzmocnionego włóknem węglowym. Jednoszczelinowe klapy obejmują również części przykadłubowe płata. Integralne zbiorniki paliwowe w przedniej części płata mieszczą 450 l. Usterzenie o konstrukcji podobnej do konstrukcji skrzydeł jest zaopatrzone w klapy wyważające. Samolot nie ma instalacji hydraulicznej, lecz tylko elektryczną, która jest zasilana przez jeden z prądnic-rozruszników. Dwa uchwyty pod płatem pozwalają na podwieszenie uzbrojenia lub zbiorników paliwowych. Rozważa się budowę wersji jednomiejscowej z działkiem 20 mm do zwalczania śmigłowców lub z czterema pociskami przeciwzłogowymi.

Zbudowano cztery prototypy, m.in. do prób statycznych i do próbek na wersję bojową.

Cessna 208 Caravan I • USA •

Samolot wielozadaniowy z turbinowym silnikiem śmigłowym

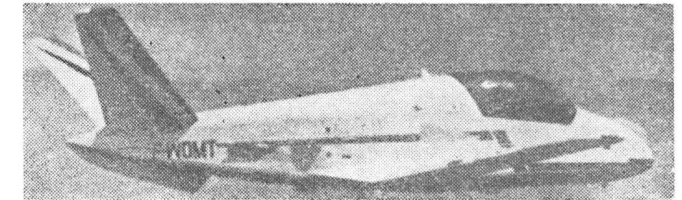
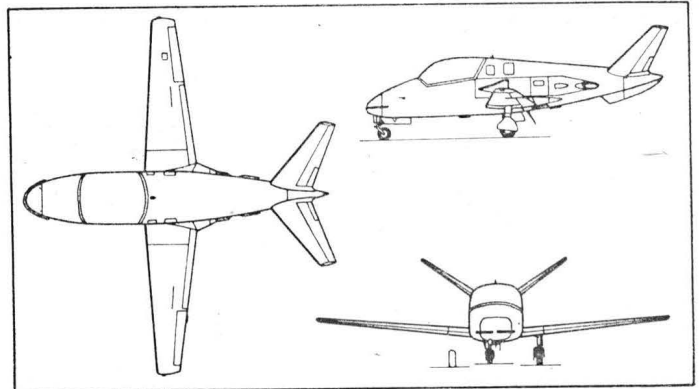
Przeprowadzane są próby w locie prototypu wielozadaniowego samolotu Cessna 208 Caravan I, największego spośród jednosilnikowych samolotów zbudowanych przez firmę Cessna. Jest to górnopłat z obszerną kabiną o objętości 9,67 m³ — łącznie z pomieszczeniem bagażowym na 136 kg — z 13 fotelami pasażerskimi o podziałce 79 cm i fotelem pilota. Kabina ma cztery drzwi, w tym drzwi towarowe o wymiarach 1,27×1,24 m. Napęd samolotu stanowi turbinowy silnik śmigłowy Pratt Whitney PT6A-114 o mocy startowej ograniczonej do 450 kW (610 KM) — w odróżnieniu od innych silników PT6A ma on pojedynczy wylot. Trójłopatowe śmigło McCauley o średnicy 2,54 m i stałej prędkości obrotowej może być przestawiane w chogąwki i na odwrotny ciąg. Dwa integralne zbiorniki paliwowe w płacie mają łączną pojemność 1268 l.

Pierwszy seryjny samolot Caravan I ma opuścić halę montażową wytwórni Pawnee Aircraft w Wichita 30 lipca 1984 r. i ma być poddany 150-godzinny próbom funkcjonalnym i niezawodnościowym potrzebnymi do uzyskania świadectwa typu, prawdopodobnie w październiku 1984 r., zgodnie z przepisami FAR 23. Przewiduje się równoczesną certyfikację samolotu w wersji amfibii, na specjalnych pływakach Wipline. Będą również stosowane plozy.

Cena samolotu Caravan I z podstawowym wyposażeniem awionicznym została określona na 595 tys. dol. Za dodatkową opłatą samolot może być zaopatrzone w radar meteorologiczny oraz w instalacje: klimatyzacyjną, tlenową i przeciwoblodzeniową.

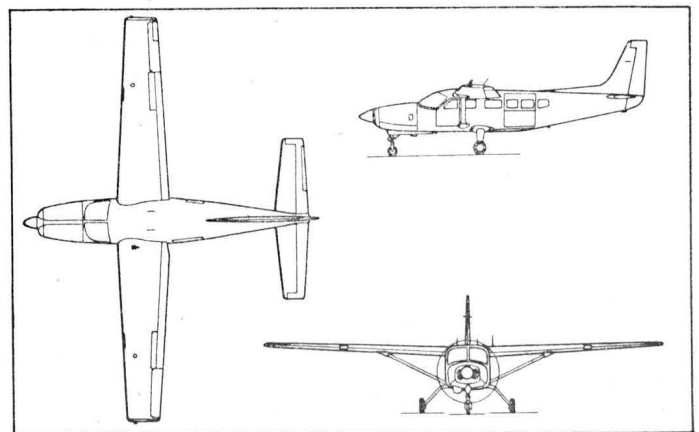
Dane techniczne

Rozpiętość	15,75 m
Długość	11,45 m
Wysokość	4,29 m
Powierzchnia nośna	25,97 m ²
Wydłużenie płata	9,55
Masa samolotu pustego	1549 kg
Masa paliwa maks.	1012 kg
Masa użyteczna maks.	1645 kg



Dane techniczne

Rozpiętość	7,56 m
Długość	6,55 m
Wysokość	1,90 m
Powierzchnia nośna	6,28 m ²
Wydłużenie płata	9,10
Masa samolotu pustego	650 kg
Masa do startu w kat. akrobacyjnej	950 kg
Masa do startu maks.	1150 kg
Prędkość dopuszczalna maks.	555 km/h
Prędkość przelotowa maks.	463 km/h
Prędkość przelotowa ekonomiczna	408 km/h
Pułap praktyczny	9150 m
Zasięg	935 km
Długość trwania lotu	2 h 15 min
	W.K.



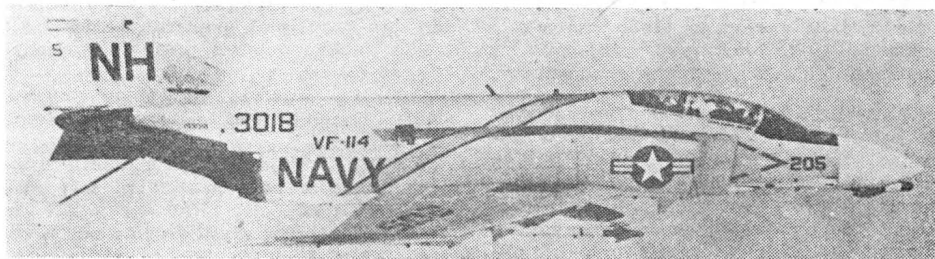
Masa do startu i lądowania maks.	3175 kg
Prędkość przelotowa maks.	345 km/h
Wznoszenie maks.	7,4 m/s
Pułap praktyczny	9150 m
Długość startu na 15 m	420 m
Długość lądowania z 15 m	520 m
Zasięg przy maks. prędkości przelotowej, rezerwa paliwa na 45 min	1846 km
	W.K.

Samolot myśliwski wielozadaniowy

KONSTRUKCJA. Całkowicie metalowy, dwumiejscowy dwusilnikowy odrzutowy dolnopłat.

Plat. Obrys trapezowy z uskokiem krawędzi natarcia (u nasady lotek), skos 45° (w 25% cięciwy), część środkowa bez wzniosu, części zewnętrzne (z lotkami) mają wznios 12°. Profil o grubości 5,1% przy kadłubie, 3,6% na załamaniu wzniosu oraz 2,7% na końcach. Konstrukcja trzyczęściowa, półskorupowa, dwudźwigarowa (z tylnym dźwigarkiem pomocniczym). Części zewnętrzne skrzydeł są składane. Na całej długości krawędzi natarcia znajdują się kłapy noskowe (łącznie 6 segmentów) o maksymalnym kącie wychylenia 60°. Na krawędzi spływu umieszczone są kłapy (łącznie 4 segmenty) o maksymalnym kącie wychylenia również 60°. Na górnej powierzchni skrzydła przed zewnętrznymi segmentami kłap umieszczono spoilery w postaci perforowanych płyt. Lotki umieszczone są na zewnętrznych częściach skrzydeł. Konstrukcja kłap i lotek klasyczna metalowa z użyciem duralowego wypełniacza ulowego. Kłapy na krawędzi spływu wyposażone są w system nadmuchu powietrza. Pokrycia skrzydła są integralne, frezowane z płyt duralowych o grubości 63,5 mm. Na strukturę skrzydła obok duralu użyto tytanu, berylu i stali. Lotki wychylane są tylko do dołu — ich wychylenie do góry zastępuje działanie spoilerów. Między środkowym a tylnym dźwigarem środkowej części skrzydła znajdują się wnęki podwozia głównego. Keson utworzony przez pokrycia, dźwigar przedni i dźwigar tylny jest uszczelniony i stanowi integralny zbiornik paliwowy. Na dolnej powierzchni skrzydeł, za wnękami podwozia, znajdują się płytowe hamulce aerodynamiczne. Pod skrzydłami znajdują się 4 zaczepy do podwieszania uzbrojenia i wyposażenia dodatkowego.

Kadłub. Przekrój owalny, rozszerzony w rejonie zespołów napędowych. Konstrukcja trzyczęściowa, półskorupowa z duralu, tytanu i berylu (tytanu i berylu użyto na pokrycie w „gorącym” rejonie zespołów napędowych; tytan jest też zastosowany na wręgi siłowe i okucia). W części przedniej kadłuba znajdują się: radar z anteną osłoniętą dielektrycznym nosem, wyposażenie awioniczne, uzbrojenie strzeleckie, wnęka podwozia przedniego i kabina załogi z miejscami jedno za drugim. Fotele wyrzucane Martin Baker Mk.5. Osłony kabin pilotów niezależne, otwierane w górę ku tyłowi. Środkowa część kadłuba, położona



nad skrzydłem, mieści 6 strukturalnych zbiorników paliwowych, kanały wlotowe powietrza do silników oraz zespoły napędowe. Tylna część kadłuba niesie usterzenia, znajdują się w niej zespoły instalacji sterowania; pod nią — hak do lin hamujących. Dolne pokrycia tylnej części kadłuba są z berylu. Pod kadłubem (a ściślej — środkiem skrzydła) umieszczono 5 zaczepów uzbrojenia i wyposażenia dodatkowego. Instalacje płatowcowe prowadzone są grzbietem kadłuba, nad zbiornikami strukturalnymi. Tył kadłuba zawiera pojemnik ze spadchronem hamującym.

Usterzenie. Usterzenie w układzie klasycznym, obrysy usterzeń trapezowe, oba usterzenia skośne. Usterzenie poziome płytowe o silnym wzniosie ujemnym (−23°, w wersjach F-4J, F-4K i F-4M —15°). Wersje o wzniosie −15° mają slot na krawędziach natarcia płyt usterzenia poziomego. Konstrukcja usterzenia klasyczna, metalowa, wielodźwigarowa. Stery z wypełniaczem ulowym. Pokrycia usterzenia poziomego w strefie oddziaływania gazów wylotowych z silników wykonane są z tytanu.

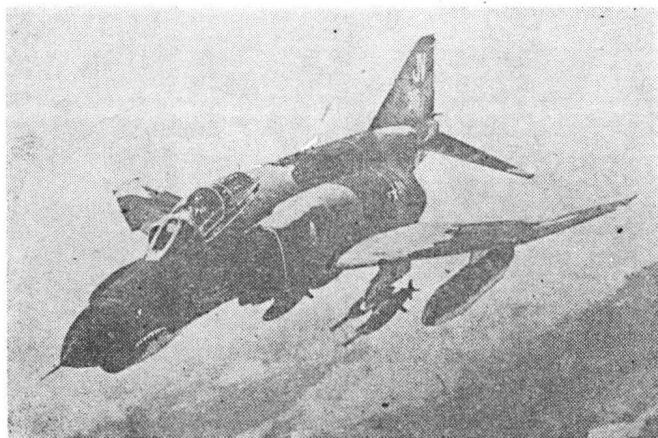
Sterowanie. Powierzchnie sterowe (lotki, kłapy, kłapy noskowe, spoilery, hamulce aerodynamiczne, ster kierunku i płyty usterzenia poziomego) wychylane za pomocą siłowników elektrohydraulicznych. Instalacja sterowania dwuobwodowa.

Podwozie. Trójzespolowe, chowane hydraulicznie do kadłuba (przednie) i skrzydeł (główne). Golenie pojedyncze, teleskopowe, amortyzatory wewnątrz goleni, amortyzacja olejowo-powietrzna. Podwozie przednie z kołami bliźniaczymi; goleń podwozia przedniego można przedłużyć w celu nadania samolotowi większego kąta natarcia podczas rozbiegu. Koła główne pojedyncze, rozmiar ogumienia 30×7,7. Hamulce hydrauliczne tarczowe, tarcze hamulców z berylu. Pokrywy wnęk podwozia — berylowe. Podwozie uzupełnione hakami do lin hamujących wychylnym hydraulicznie.

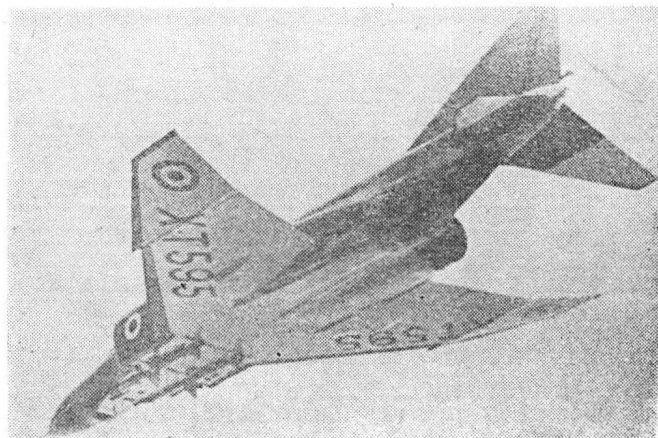
Zespół napędowy. Dwa silniki odrzutowe umieszczone obok siebie nad skrzydłami w środkowej części kadłuba, typ silników zależny od wersji samolotu. Kanały wlotowe o przekroju prostokątnym przechodzącym w kołowy, wloty powietrza zaopatrzone w płytowe oddzielacze warstwy przyściennej oraz ruchome deflektory regulujące powierzchnię wlotów (deflektory mają postać kłap umieszczonych we wlotach i mogą być wychylane od 10° do 14°). Zespoły napędowe mogą być łatwo demontowane — można je opuszczać przez wykrój w skrzydle po otwarciu berylowych pokryw dolnych. Typy silników: General Electric J79-GE-10 lub J79-GE-17 (2×7963 daN z dopalaniem), inne typy podano w opisie poszczególnych wersji.

Instalacje. Paliwowa — integralne zbiorniki (samouszczelniające) w skrzydłach i kadłubie, łączna pojemność 7569 l, możliwość podwieszania zbiorników dodatkowych (2270 l pod kadłub i 2×1400 l pod skrzydła) oraz tankowania paliwa w locie (złącze z prawej strony kadłuba obok prawego wlotu powietrza). Hydrauliczna — ciśnienie robocze 20,6 MPa, instalacja trójobwodowa, 4 pompy silnikowe (jedna z pomp każdego silnika zasila obwód sterowania lotkami, spoilerami i płytami usterzenia poziomego, dwie pozostałe zasilają obwody obsługujące pozostałe powierzchnie sterowe oraz podwozie, hamulce i hak). Powietrzna — ciśnienie robocze 20,6 MPa; jest to instalacja awaryjna wypuszczenia podwozia i kłap, służy także do otwierania osłon kabiny i wydłużania przedniej goleni. Elektryczna — prąd stały 28 V, prąd zmienny trójfazowy 200 V/400 Hz, prądnice na silnikach, 2 transformatory, akumulator nikielowo-kadmowy, awaryjna prądnica napędzana turbinką powietrzną. Tlenowa — butle o pojemności 10 l.

Wyposażenie. Typy uzależnione od wersji; obejmuje ono: kalkulator nawigacyjny, radar, autopilot, wykrywacz podcierwieni, system naprowadzania uzbrojenia,



Samolot Phantom F-4E



Samolot Phantom F-4K

systemy łączności, nawigacji i identyfikacji. Istnieje możliwość podwieszania pod płatowcem wyposażenia specjalnego.

Uzbrojenie. Stałe — jedno sześciolufowe działko M-61 Vulcan kal. 20 mm pod przednią częścią kadłuba (w wersjach F-4E, F-4EJ, F-4F); podwieszane — pociski rakietowe, bomby różnego typu, zasobniki z pociskami niekierowanymi, zasobniki z działkami Vulcan, zasobniki z napalmem.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Opracowywanie samolotu rozpoczęło w 1953 r. w zakładach McDonnell w St. Louis. Prototyp oznaczony XF-4H-1 oblatano 27 maja 1958 r. Początkowo miał to być myśliwiec przechwytyjący na każdą pogodę mający duży promień działania. W trakcie prac projektowych dodano wymóg operowania z lotniskowców, co narzuciło układ dwusilnikowy i wprowadziło ograniczenia gabarytowe. Podczas prac projektowych, które zajęły 6,8 mln roboczogodzin, przebadano 75 modeli skrzydeł i 100 modeli usterzenia. Zdecydowano się na skrzydła z końcówkami o wzniosie dodatnim (eliminacja możliwości zaczepiania o ziemię), co spowodowało konieczność zastosowania usterzenia o silnym ujemnym wzniosie w celu zapewnienia odpowiedniej stateczności i właściwości manewrowych. Zastosowano klapy szczelinowe ze zdmuchiwaną warstwą przyścienną (nadmuch włącza się automatycznie po przekroczeniu kąta wychylenia 40° przez klapy na krawędzi spływu). Układ klap przebadano na samolocie F-9F Panther. Początkowo zamierzano zastosować sterowanie warstwą przyścienną przez odsysanie, jednak próby przeprowadzone na samolocie F-101 Voodoo były nieopomyślne. Seryjną produkcję samolotów F-4 rozpoczęto w 1961 r. (jako F-110A dla USAF oraz F-4H-1 dla US Navy i Marine Corps). Pierwsze samoloty weszły do służby w 1962 r., wkrótce też trafiły do uzbrojenia lotnictwa innych państw (Wlk Brytania, RFN, Izrael, Japonia, Grecja, Turcja, Iran, Korea i Hiszpania). Opracowano następujące ważniejsze wersje samolotu F-4:

— F-5A — wersja myśliwsko-bombowa, silniki General Electric J79-GE-2 (2×7183 daN z dopalaniem), była to dawna wersja F-4H-1; wyprodukowano 47 szt.,

— F-4B — wersja myśliwsko-bombowa, silniki General Electric J79-GE-8 (2×4844 daN bez dopalania i 2×7562 daN z dopalaniem), poprzednie oznaczenie tej wersji F-4H-1F; wyprodukowano 649 szt.,

— F-4C — wersja myśliwsko-bombowa, silniki General Electric J79-GE-15 (2×4850 daN bez dopalania), poprzednie oznaczenie F-110A; oblot 27 maja 1963 r., wyprodukowano 583 szt.,

— F-4D — wersja myśliwsko-bombowa, oblot 8 grudnia 1965 r., wyprodukowano 843 szt.,

— F-4E — wersja myśliwska dalekiego zasięgu, oblot 30 czerwca 1967 r., wyprodukowano 1127 szt.,

— F-4F — wersja myśliwska dalekiego zasięgu, oblot 24 maja 1973 r., wyprodukowano 175 szt.,

— F-4G — wersja myśliwsko-bombowa, oblot 20 marca 1963 r., wyprodukowano 12 szt.,

— F-4J — wersja myśliwsko-bombowa, w produkcji od 1966 r., wyprodukowano 518 szt.,

— F-4K — wersja myśliwsko-bombowa dla Wlk. Brytanii, silniki Rolls-Royce Spey 25R (2×5786 daN bez dopalania i 2×9316 daN z dopalaniem), oblot 27 czerwca 1966 r., wyprodukowano 52 szt., oznaczenie brytyjskie FG Mk.1, budowany w Wlk. Brytanii,

— F-4M — wersja myśliwsko-bombowa dla Wlk. Brytanii, silniki RR Spey 25R, oblot 17 lutego 1967 r., wyprodukowano 118 szt., oznaczenie brytyjskie FGR Mk.2, budowany w Wlk. Brytanii,

— F-4N — modyfikacja F-4B; wyprodukowano 178 szt.,

— F-4EJ — wersja myśliwska, oblot 14 stycznia 1971 r., produkowany z licencji w Japonii,

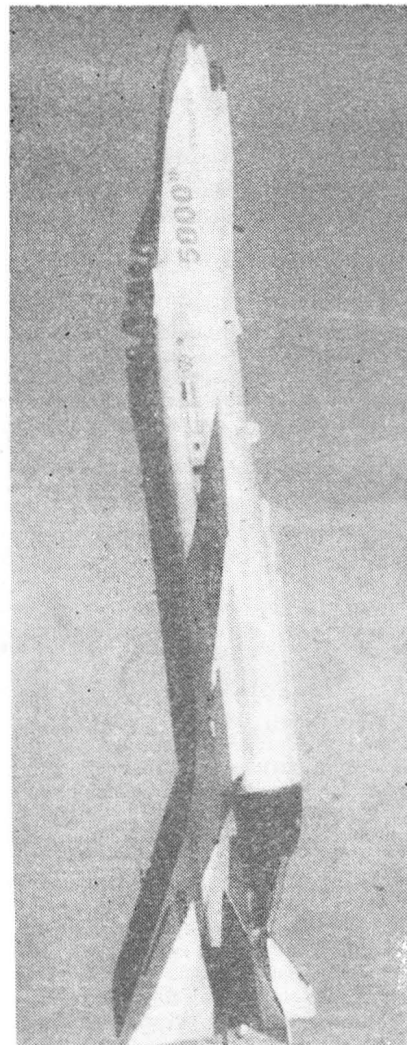
— F-4S — modyfikacja F-4J, produkowany od 1977 r., planowana liczba — 280 szt.,

— RF-4B — wersja rozpoznawcza F-4B, poprzednie oznaczenie F-4H-1P, oblot 12 marca 1965 r., wyprodukowano 46 szt.,

— RF-4C — wersja rozpoznawcza F-4C, poprzednie oznaczenie RF-110A, oblot 9 sierpnia 1965 r., wyprodukowano 505 szt.,

— RF-4E — zwiadowczy wariant F-4E, wyprodukowano 88 szt.,

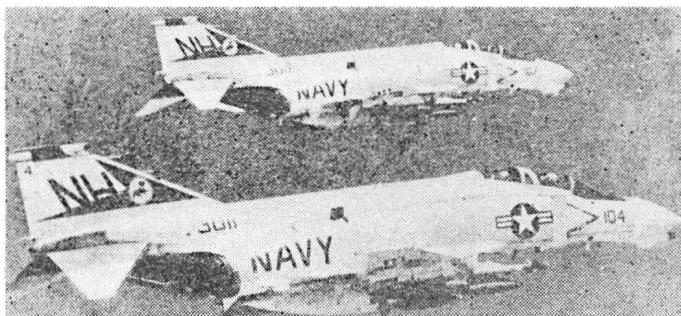
— F-4CCV — pojedynczy egzemplarz doświadczalny do prób czynnego układu ste-



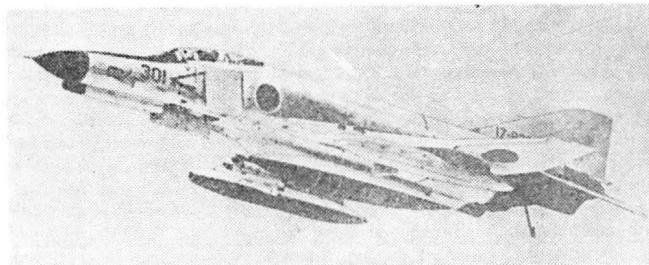
Pięcioletni F-4 Phantom

rowania w locie (dodatkowe powierzchnie nośne w przedniej części kadłuba), oblot 29 kwietnia 1974 r.,

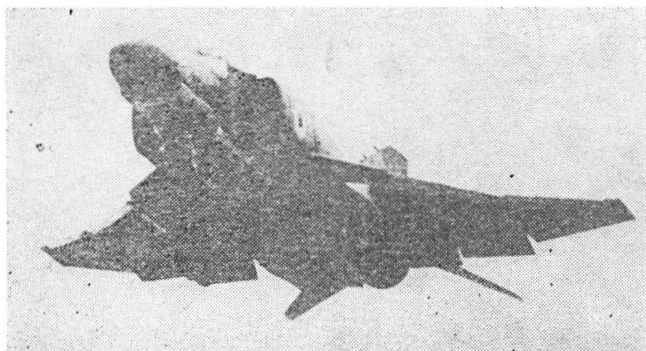
— F-4G Wild Weasel — wariant F-4E przeznaczony do zwalczania stacji radiolokacyjnych (wyposażony w specjalną awio-



Samolot Phantom F-4M



Samolot Phantom F-4EJ

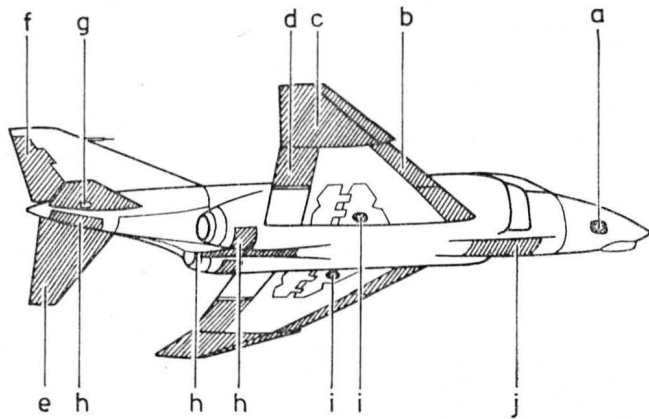


Samolot Phantom F-4K

nikę), oblot — 1976 r., w produkcji od 1977 r., planowana produkcja 116 szt. (w tym przebudowa egzemplarzy innych wersji).

Samoloty F-4 Phantom należą do najbardziej znanych i niemalże symbolicznych dla państw zachodnich. Obok USA były produkowane w Japonii (F-4EJ) i w Wlk. Brytanii (F-4K, F-4M). F-4 Phantom jest jednym z wielu przykładów ewolucji koncepcji samolotu myśliwskiego od połowy lat pięćdziesiątych. Należy on niewątpliwie do najbardziej udanych konstrukcji w swojej

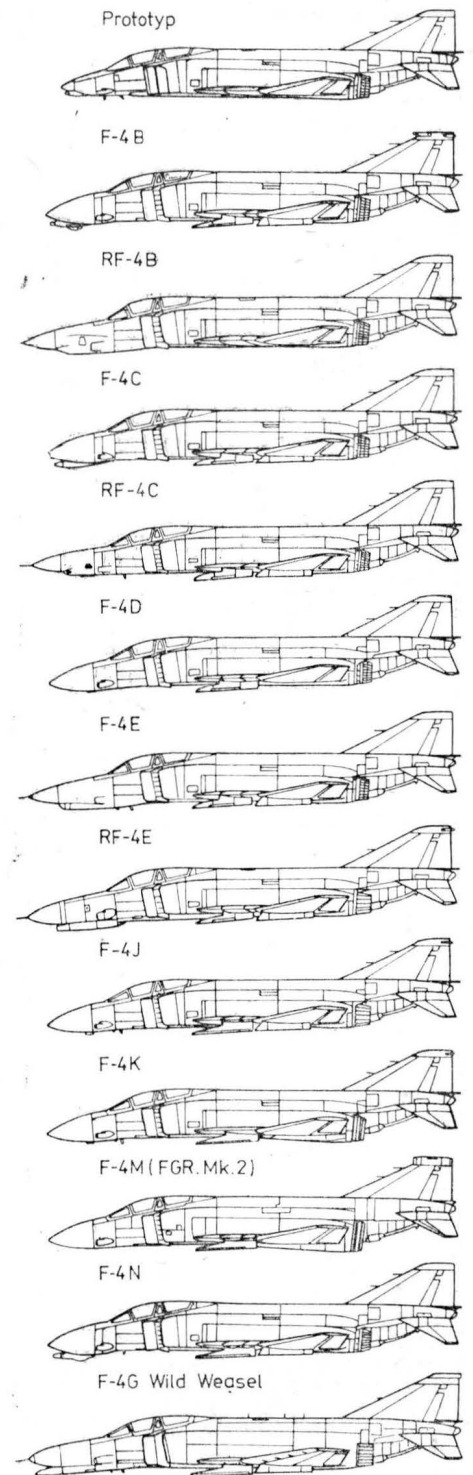
klasie — najlepszym tego dowodem jest długoletnia jego produkcja. Największe nasilenie produkcji przypadło na lata wojny wietnamskiej (72 szt. miesięcznie), w której samolot ten był intensywnie eksploatowany. Zakończenie produkcji przewidywane jest w latach osiemdziesiątych. Pod względem liczby wyprodukowanych egzemplarzy Phantom zdecydowanie przoduje przed wszystkimi typami samolotów myśliwskich, sama liczba produkowanych wersji przekroczyła 22. Współczynnik obciążeń konstrukcji wynosi +8,5 do -3.



Zastosowanie berylu w konstrukcji samolotu F-4: a) — konsola anteny radiolokacyjnej, b) — klapa noskowa skrzydła, c) — zewnętrzne, składane części skrzydeł, d) — lotki, e) — płyty usterzenia poziomego, f) — ster kierunku, g) — elementy zawieszania i sterowania usterzeniem poziomym, h) — pokrywy kadłuba, i) — hamulce kół podwozia głównego, j) — pokrywa łuku podwozia przedniego

DANE TECHNICZNE

	F-4B	F-4E	F-4M (FGR Mk.2)	F-4G Wild Weasel
Rozpiętość	11,70	11,68	11,68	11,77 m
Rozpiętość po złożeniu skrzydeł	8,39	8,39	8,39	8,39 m
Długość	17,76	19,19	17,75	19,20 m
Wysokość	4,96	5,02	5,24	4,97 m
Rozstaw podwozia	5,30	5,45	—	— m
Powierzchnia skrzydła	49,24	49,24	49,24	49,24 m ²
Wydłużenie skrzydła	2,8	2,8	2,8	2,8
Masa własna	12 700	13 758	13 654	13 380 kg
Masa startowa	20 865	18 818	19 358	— kg
Maks. masa startowa	24 765	28 030	26 610	26 000 kg
Obciążenie powierzchni	423,74	382,17	393,14	— kg/m ²
Obciążenie powierzchni maks.	502,95	569,25	540,41	528,03 kg/m ²
Obciążenie ciągu	1,38	1,18	1,04	— kg/daN
Obciążenie ciągu maks.	1,64	1,76	1,43	1,63 kg/daN
Prędkość maks.	2,25	2,0	2,1	2,4 Ma
Prędkość przelotowa	—	934	—	935 km/h
Prędkość lądowania	240	275÷295	—	— km/h
Wzrost maks.	—	142,0	152,3	— m/s
Pułap	21 640	16 580	18 890	16 580 m
Bojowy promień działania	1450÷1600	795÷1266	830	1145 km
Zasięg maks.	3700	3184	2489	— km
Rozbieg	1525	969÷1338	—	— m
Dobieg	915	1152÷1073	—	— m



Wersje samolotu F-4 Phantom

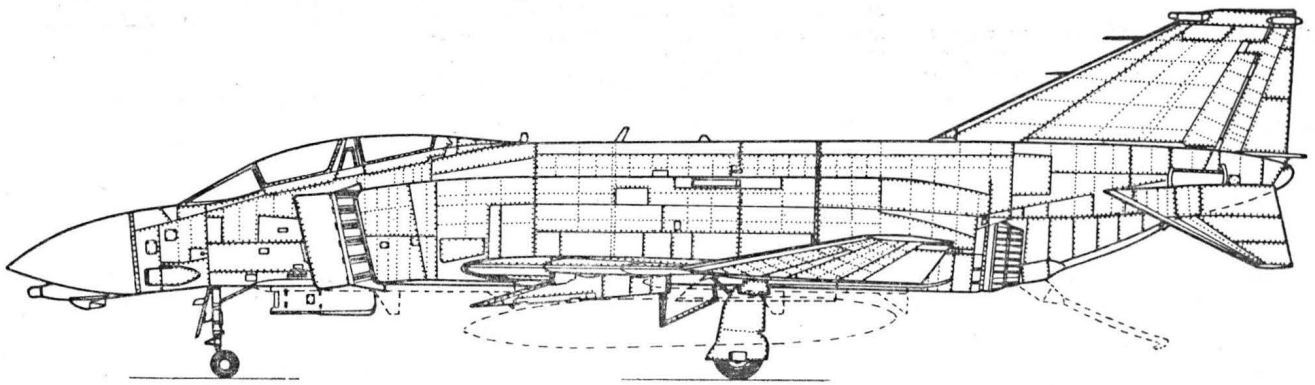
T.M.

cd. na s. 18

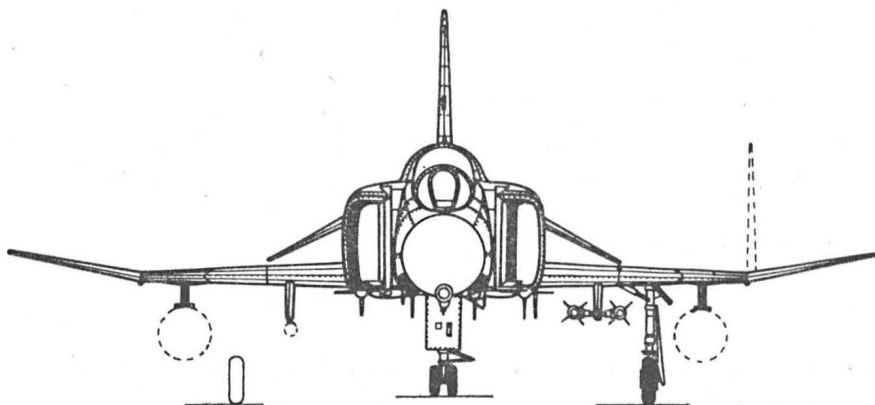
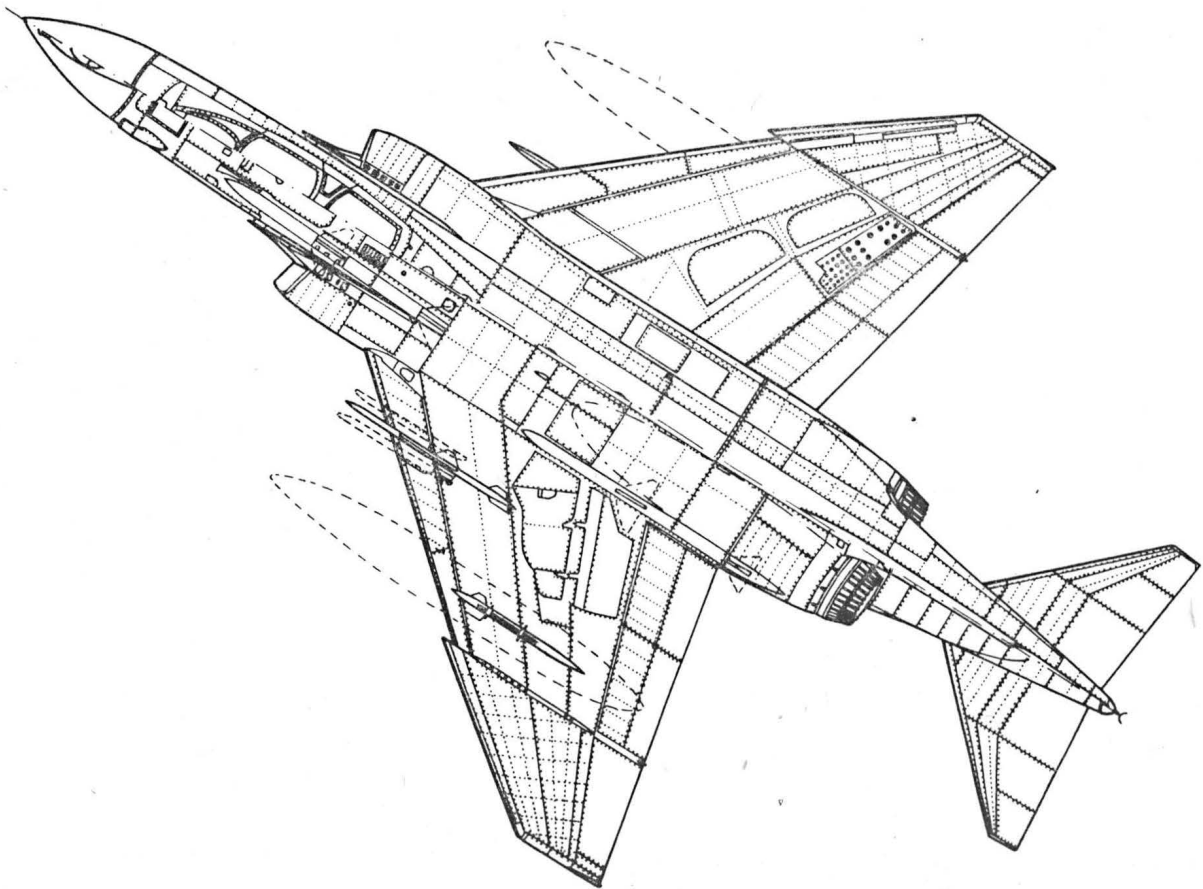
Naczelna Organizacja Techniczna podejmuje wszechstronne działania mające na celu pokazanie udziału inżynierów i techników w pracy na rzecz rozwoju gospodarki narodowej w okresie 40-lecia PRL ze szczególnym uwzględnieniem pierwszego okresu odbudowy kraju po II wojnie światowej.

NOT oczekuje na zgłoszenie tych inżynierów i techników, którzy w latach 1944÷1949 czynnie przystąpili do odbudowy różnych dziedzin gospodarki narodowej m.in. w charakterze pełnomocników PKWN, uczestników grup operacyjnych oraz pracowników tworzonych wówczas struktur organizacyjnych życia gospodarczego w Polsce.

Zgłoszenia należy kierować pod adresem Naczelnej Organizacji Technicznej w Warszawie (kod 00-950) przy ul. Czackiego 3/5 z dopiskiem: 40-lecie PRL. Zgłoszenie powinno zawierać imię i nazwisko zgłaszanej osoby, adres oraz krótkie omówienie działalności w tamtym okresie.



F-4B



**ANGIELSKIE CZASOWNIKI
I ZWROTY LOTNICZE (III)**

- 1 — sprawdzać, kontrolować
- 2 — nawiązywać łączność; nadstrajać się
- 3 — sprawdzać kolejno
- 4 — wykonywać lot kontrolny; obierać kurs k.; wyznaczać pilotowi lot k.; zakańczając łączność
- 5 — sprawdzać wizualnie, oglądać, przeglądać, wykonywać przegląd
- 6 — wykonywać czynności wg listy kontrolnej
- 7 — ustawiać podstawki (pod kołami)
- 8 — (pot.) zakolowywać na miejsce postoju
- 9 — stać na podstawkach (o samolocie)
- 10 — stawiać na podstawki
- 11 — (pot.) wykolowywać z miejsca postoju
- 12 — zanieczyszczać, zatykać, zapychać; zaślepić
- 13 — szybko cofać dźwignię gazu; s. zmniejszać moc lub ciąg; wyłączyć, zgasić (silnik)
- 14 — nakładać spadochron
- 15 — uwalniać się od spadochronu
- 16 — u. się od s.
- 17 — (pot.) wypuszczać spadochron hamujący
- 18 — nakładać spadochron
- 19 — wypuszczać s. hamujący
- 20 — nakładać s.
- 21 — odłączać s. (przy lądowaniu)
- 22 — nakładać s., zapinać uprzęż spadochronu
- 23 — wypuszczać spadochron hamujący
- 24 — rozhuścić się pod spadochronem
- 25 — nosić spadochron, latać ze spadochronem
- 26 — poruszać się po kręgu, p. po orbicie; okrążyć (punkt orientacyjny)
- 27 — latać po kręgu; wykonywać okrążenie
- 28 — zamykać obwód (el.)
- 29 — włączać (się) do działania; uruchamiać; włączać (się) w obwód sterowania
- 30 — latać po kręgu
- 31 — wykonywać krąg (nad lotniskiem)
- 32 — w. lot dookoła świata; omijać (w locie) dany rejon
- 33 — ściągać, zaciskać; zakleszcząć
- 34 — oczyszczać (rejon, miejsce); (pot.) chować podwozie i kłapy
- 35 — zezwalać; uzgadniać; dawać zgodę na start, lądowanie itp.; przelatywać (bezpiecznie) nad lub obok przeszkody; minąć; przedmuchać silnik (turbiny)
- 36 — oczyszczać
- 37 — dawać lub otrzymywać zezwolenie na zniżanie
- 38 — zezwalać na... (w kierunku ruchu lotniczym)
- 39 — z. na start
- 40 — przejaśniać się (o pogodzie)
- 41 — wychodzić z chmur
- 42 — prosić o zezwolenie (w ruchu lotniczym)
- 43 — otrzymywać zezwolenie (w r. l.)
- 44 — nabierać wysokości, wznosić się
- 45 — ponownie n. w.
- 46 — n. w. po prostej
- 47 — utrzymywać wznoszenie
- 48 — kontynuować wznoszenie
- 49 — ustalać stan wznoszenia
- 50 — zmniejszać kąt wznoszenia

- 51 — lądować z uszkodzeniem samolotu
- 52 — określać kierunek wg umownej tarczy zegara
- 53 — zbliżać się
- 54 — wyłączać (silnik)
- 55 — zbliżać się od tyłu
- 56 — przebijać chmury; wychodzić z chmur
- 57 — grupować; łączyć w blok; skupiać (informacje na wskaźniku)
- 58 — lecieć rozpiędem (z nie pracującym silnikiem) (o rakiecie)
- 59 — (pot.) zniżać się bez gazu (lub z n. s.)
- 60 — lecieć z n.s. po torze wznoszącym
- 61 — pokrywać (farbą); gruntować
- 62 — wysiadać z kabiny pilota
- 63 — wchodzić do k. p.
- 64 — opuszczaćabinę p.
- 65 — zajmować miejsce w kabine p.
- 66 — (pot.) zamykać w hermetycznej powłoce (dla konserwacji)
- 67 — kodować; szyfrować; oznaczać umownie
- 68 — splaszcząć się; zniszczyć się, połamać się
- 69 — podnosić dźwignię skoku ogólnego (na śmigłowcu)
- 70 — opuszczać d. s. o., zmniejszać skok ogólny
- 71 — znajdować właściwe położenie dźwigni s. o.
- 72 — zapalać
- 73 — kierować; sterować; podawać komendy
- 74 — utrzymywać łączność; nawiązywać l.
- 75 — ustalać l.
- 76 — przerwać l.
- 77 — kompensować; wyważać; równoważyć
- 78 — wprowadzać dane do komputera
- 79 — być pod prądem; b. włączonym; b. w stanie pracy
- 80 — wchodzić w zakres niernormalny
- 81 — wywołać niebezpieczny stan lotu
- 82 — kierować (np. powietrze przewodem); przeprowadzać (np. próby)
- 83 — kształtować, projektować układ aerodynamiczny samolotu; nadawać (odpowiednią) konfigurację
- 84 — lecieć (nisko) zgodnie z ukształtowaniem terenu
- 85 — utracić sterowność; wyjść spod kontroli
- 86 — odwrócić działanie sterów
- 87 — wychylać sterownice kilkakrotnie w różne strony
- 88 — działać gwałtownie sterami
- 89 — przerzucać stery z jednego skrajnego położenia w drugie
- 90 — tracić panowanie nad sterami; wychodzić spod kontroli
- 91 — utrzymywać stery w stanie wychylonym
- 92 — (pot.) przykładać nadmierne wysiłki do sterownic
- 93 — utrzymywać w sterowności
- 94 — nieprawidłowo wychylać stery
- 95 — odzyskać sterowność
- 96 — reagować na stery
- 97 — (pot.) pilotować, sterować
- 98 — wychodzić spod kontroli
- 99 — (wy)regulować układ sterowania
- 100 — przekazać sterowanie (innemu pilotowi)
- 101 — beładnie działać sterami

**ENGLISH AVIATION VERBS
AND PHRASES (III)**

- 1 — check
- 2 — c. in
- 3 — c. in turn
- 4 — c. out
- 5 — c. to see
- 6 — perform the checklist
- 7 — chock
- 8 — approach the chocks
- 9 — be in the c.
- 10 — enter the c.
- 11 — leave the c.
- 12 — choke up
- 13 — chop
- 14 — don the chute
- 15 — exit the c.
- 16 — get rid of the c.
- 17 — get the drag c. out
- 18 — get the c. on
- 19 — pop the drag c.
- 20 — put the c. on
- 21 — release the c.
- 22 — strap on the c.
- 23 — stream the drag c.
- 24 — swing in the c.
- 25 — wear c.
- 26 — circle
- 27 — circuit
- 28 — close a c.
- 29 — come into c.
- 30 — fly around the c.
- 31 — make a c.
- 32 — circumnavigate
- 33 — clamp
- 34 — clean-up
- 35 — clear
- 36 — c. away
- 37 — c. down
- 38 — c. for...
- 39 — c. to go
- 40 — c. up
- 41 — get in the c.
- 42 — call for a clearance
- 43 — get a clearance
- 44 — climb
- 45 — c. back (to)
- 46 — c. straight ahead
- 47 — maintain the c.
- 48 — proceed with the c.
- 49 — settle into a c.
- 50 — shallow the c.
- 51 — clobber in
- 52 — clock
- 53 — close
- 54 — c. down
- 55 — c. from astern
- 56 — break (free of) the clouds; clear of the clouds
- 57 — cluster
- 58 — coast
- 59 — c. downhill

- 60 — c. up (hill)
- 61 — coat
- 62 — climb out of the cockpit
- 63 — enter the cockpit
- 64 — leave the c.
- 65 — man the c.
- 66 — cocoon
- 67 — code
- 68 — collapse
- 69 — apply up collective; raise the c.
- 70 — bottom the c.; drop the c.; dump the c.; lower the c.
- 71 — position the c.
- 72 — trigger combustion
- 73 — command
- 74 — communicate
- 75 — establish communication
- 76 — interrupt c.
- 77 — compensate
- 78 — feed into the computer
- 79 — be in a hot condition
- 80 — enter an abnormal c.
- 81 — produce a dangerous flight c.
- 82 — conduct
- 83 — configure
- 84 — contour-fly
- 85 — be out of control
- 86 — cross the controls
- 87 — cycle flight controls
- 88 — fight the controls
- 89 — flight the c. over
- 90 — go out of control
- 91 — hold the controls
- 92 — horse the c.
- 93 — maintain c.
- 94 — misapply controls
- 95 — recover the control, regain the c.
- 96 — respond to the controls
- 97 — ride the c.
- 98 — run out of control
- 99 — set the controls
- 100 — shift control
- 101 — slam the controls around
- 102 — slap the c.
- 103 — take the c., take over the control
- 104 — turn the controls over
- 105 — convert
- 106 — coordinate
- 107 — corkscrew
- 108 — apply a correction
- 109 — hit the corridor
- 110 — counter; counteract
- 111 — counterbalance
- 112 — couple
- 102 — gwałtownie d. s.
- 103 — przejąć stery, p. sterowanie (od innego pilota)
- 104 — przekazać stery (innemu pilotowi)
- 105 — przetwarzać (np. prąd); przebudowywać (np. samolot na inną wersję); przeskalać (się) (na inny typ s-tu); przechodzić od lotu pionowego do poziomego (dla śmigłowców i VTOL)
- 106 — koordynować
- 107 — wykonywać spirale lub korkociąg
- 108 — wprowadzać poprawkę
- 109 — wchodzić we właściwy korridor powietrzny
- 110 — przeciwdziałać; neutralizować
- 111 — równoważyć
- 112 — sprzęgać; wiązać; zestawiać

K. D.

Radar dopplerowski

— przegląd najczęściej spotykanych konstrukcji

Mgr inż. JAN MARCISZEL

Pokładowy radar dopplerowski do pomiaru prędkości względem Ziemi ma przeważnie za zadanie dostarczenie informacji o składowej poziomej prędkości i kącie znoszenia (dotyczy to ruchu w płaszczyźnie poziomej), co jest równoznaczne składowej wzdłużnej i poprzecznej (znoszenia), a także w pewnych przypadkach składowej pionowej prędkości (wznoszenia).

Praca tego typu urządzeń oparta jest na tym, że parametry ruchu statku powietrznego — kąt znoszenia i prędkość podróżna lub składowe wektora prędkości rzeczywistej — określone są wielkością dopplerowskich przesunięć częstotliwości sygnałów odbitych od powierzchni Ziemi i odebranych przez radar. Pierwsze pozytywne rezultaty w realnych warunkach lotu z tego typu urządzeniami uzyskano na początku lat pięćdziesiątych. Obecnie istnieje wiele nawigacyjnych dopplerowskich urządzeń powszechnie wykorzystywanych na samolotach, śmigłowcach, poduszkowcach i statkach kosmicznych. Powszechność ta wynika z pełnej autonomizacji, wysokiej dokładności, dobrych eksploatacyjnych charakterystyk i stosunkowo niewysokiej ceny. Radar dopplerowski jest obecnie wykorzystywany do pomiaru prędkości podróżnej, kąta znoszenia, składowych wektora prędkości rzeczywistej statków powietrznych, do określenia współrzędnych ich miejsca położenia i automatycznego sterowania lotem wg zadanej trasy, do określenia kierunku i prędkości wiatru, do zabezpieczenia miękkiego lądowania statków kosmicznych i innych zadań. Rozpracowanie wielowiązkowych systemów dopplerowskich pozwoliło dodatkowo za ich pomocą dokonywać pomiaru wysokości lotu i określania pionu lokalnego.

Podstawy fizyczne wykorzystania efektu Dopplera w radarach do pomiaru prędkości

Częstotliwość dopplerowska F_d jest różnicą częstotliwości sygnału nadawanego i odbieranego spowodowana, w przypadku radaru dopplerowskiego, ruchem nadajnika (znajdującego się na samolocie), względem punktu odbijającego sygnał (na powierzchni Ziemi) i punktu odbijającego względem odbiornika (znajdującego się na samolocie).

W radarze dopplerowskim wykorzystuje się związek częstotliwości dopplerowskiej F_d ze składową prędkości W_i w kierunku nadawania i odbioru sygnału (rys. 1).

$$F_d = \frac{2W_i}{\lambda}$$

gdzie:

$$W_i = W \cos \gamma_i,$$

λ — długość fali elektromagnetycznej wysyłanej.

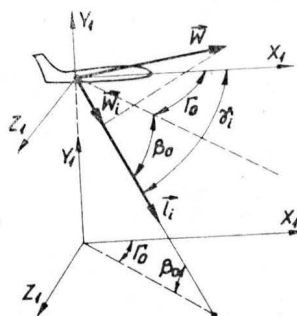
Tak więc

$$F_d = \frac{2W \cos \gamma_i}{\lambda}$$

Z podanej zależności wynika, że zbiór i -tych punktów odbijającej powierzchni, dających jednakową częstotliwość dopplerowską, widziany jest ze statku powietrznego pod tym samym kątem γ_i . Punkty te leżą na krzywej powstałej z przecięcia się stożka, którego oś pokrywa się z wektorem \vec{W} , z powierzchnią Ziemi. Przy locie horyzontalnym

zbiorem tych punktów jest linia hiperboliczna. W realnych rozwiązaniach wiązka antenowa nie jest linią, lecz obejmuje pewien kąt sferyczny. W związku z tym w miejscu odbicia znajduje się wiele odbijających elementów. W obszarze tej powierzchni można wydzielić elementarną powierzchnię ΔS_i zawierającą elementarne izoczęstotliwościowe obszary położone na hiperbolach. Powierzchnia S_i nie przecina się z jedną hiperbolą, lecz z ich zbiorem N . Tak więc sumaryczny sygnał odbity od powierzchni S może być przedstawiony jako suma sygnałów od wszystkich powierzchni elementarnych. W przypadku sygnału harmonicznego sygnał odbity opisuje się następująco:

$$U_{\text{odb.}} = \sum_{i=1}^N U_{\text{odb.}\Delta S_i} \cdot \sin \left(\omega_0 + \frac{\omega_{di}}{t} - \varphi_i \right)$$



Rys. 2. Kąty charakteryzujące położenie wiązki

gdzie $U_{\text{odb}\Delta S_i}$, ω_{di} , φ_i , są odpowiednio amplitudą, dopplerowską pulsacją oraz fazą i odnoszą się do sygnału dla elementarnej powierzchni S_i .

Ponieważ sygnały odbite od różnych elementarnych powierzchni (dla jednej wiązki) różnią się częstotliwościami dopplerowskimi, to wynikowy sygnał dla powierzchni S jest widmem częstotliwości. Szerokość widma zależy w ogólnym przypadku od szerokości wiązki w płaszczyźnie pionowej i poziomej, kąta nachylenia wiązki do płaszczyzny poziomej i od stosunku W/λ .

Przegląd rozwiązań pod kątem liczby wiązek antenowych

Ponieważ położenie wektora \vec{W} w przestrzeni w ogólnym przypadku charakteryzuje się trzema niezależnymi rzutami w różnych kierunkach, to do jego określenia potrzebne są trzy liniowe niezależne równania typu $\vec{W}_i = (\vec{W} \cdot \vec{l}_i)$.

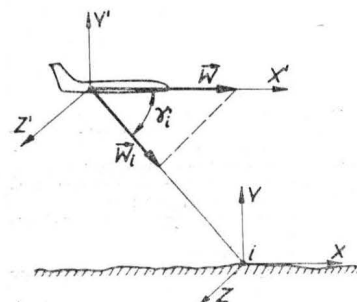
Na rys. 2 przedstawiono opis kątowy wiązki w układzie współrzędnych związanych z samolotem. Oś wiązki charakteryzuje wektor jednostkowy \vec{l}_i .

$$W_i = \vec{W} \cdot \vec{l}_i = |\vec{W}| \cos \angle(\vec{W}, \vec{l}_i); W_i = 1/2(F_d \cdot \lambda)$$

Wprowadzenie większej liczby wiązek nie prowadzi do zwiększenia informacji, a zmniejszenie ich liczby nie pozwala, w ogólnym przypadku, jednoznacznie określić wszystkich składowych wektora prędkości \vec{W} .

Nie oznacza to, że takie radary nie istnieją. Najmniejszym błędem metodycznym przy locie niehoryzontalnym (z niewielkim przechyleniem lub pochyleniem samolotu) charakteryzuje się system dwuwiazkowy z symetrycznym ułożeniem wiązek odnośnie do podłużnej lub poprzecznej osi samolotu. W pierwszym przypadku wpływ przechylenia poprzecznego samolotu jest nieznaczny, w drugim przypadku wpływ pochylenia jest nieznaczny.

Przy wprowadzeniu danych o składowej pionowej prędkości np. z wariometru i wprowadzeniu danych o wartościach kąta pochylenia w pierwszym przypadku, a w drugim o wartościach przechylenia samolotu do przelicznika takiego radaru, metodyczny błąd pomiaru przy tych kątach do 10° wynosi: dla kąta znoszenia — kilka minut; dla prędkości rzeczywistej — kilka procent.



Rys. 1

Stosowanie radarów dwuwiazkowych z punktu widzenia tak konstrukcji, jak i eksploatacji, jest rozwiązaniem nie-ekonomicznym. Przy stosowaniu jednego generatora sygnałów wysokiej częstotliwości w głowicy radaru trzeba stosować układy rozdzielająco-przełączające sygnał na poszczególne anteny. Są to układy charakterystyczne dla systemów wielowiązkowych, a stąd już przy stosunkowo niewielkich nakładach może powstać układ trzywiązkowy, pozwalający jednoznacznie określić prędkość podróży i kąt znoszenia.

Jednoznaczne określenie tych parametrów jest możliwe i dla układów dwuwiazkowych, przy warunku stabilizacji anten nadawczych, i odbiorczych. Rozwiązania z mechanicznymi urządzeniami stabilizacji anten na zewnątrz samolotu, działającymi z dostateczną dokładnością, z punktu widzenia parametrów konstrukcyjno-eksploatacyjnych, są już zupełnie nieoptymalne.

Najbardziej podobny do radaru trójwiązkowego pod względem konstrukcyjnym, jak i pod względem wartości błędów jest radar czterowiązkowy. Wpływ kątów przechylenia i pochylenia samolotu jest tu taki sam jak dla systemu trójwiązkowego. Wprowadzenie natomiast rezerwy w postaci jednej wiązki zmniejsza możliwość „zgubienia” informacji w przypadku braku sygnału w jednej z nich, ale znacznie komplikuje układ przez wprowadzenie dodatkowo układu analizującego w przeliczniku.

Należy wspomnieć o tzw. impulsowych radarach auto-koherentnych, w których porównuje się sygnały odebrane jednocześnie z dwu wiązek do określenia różnicy ich częstotliwości. I tu do jednoznacznego określenia trzech niewiadomych (trzech rzutów wektora) potrzebne są minimum trzy różnice częstotliwości, a więc radar minimum czterowiązkowy.

W radarach tego typu konieczność jednoczesnego odbioru sygnału w dwu wiązkach prowadzi do częstego zaniku informacji, szczególnie nad powierzchniami górzystymi lub przy przechyleniach samolotu. To niekorzystne zjawisko można zmniejszyć, stosując anteny izoczęstotliwościowe ze zwiększoną szerokością promieniowania do 30° – 40° w kierunku izoczęstotliwościowej linii. Na uwagę zasługuje również system czterowiązkowy z blokiem antenowym obracającym się wokół pionowej osi samolotu. Obrót anteny dokonywany jest do momentu pokrycia się osi anteny z rzutem wektora prędkości na płaszczyznę wyznaczoną osią poprzeczną i osią podłużną samolotu, a więc o kąt znoszenia. Taki układ śledzący jest z punktu widzenia konstrukcyjnego skomplikowany. Daje to zwiększenie dokładności (kąt znoszenia nie wpływa wtedy na wynik pomiaru), ale tą samą dokładność, jeżeli jest to konieczne, można uzyskać realizując w przeliczniku równania nieprzybliżone, a więc z uwzględnieniem kątów przechylenia i pochylenia samolotu wprowadzanych np. z centrali sztucznego horyzontu. Jest to na obecnym etapie techniki mniej kosztowne, a chyba i bardziej niezawodne niż mechaniczne urządzenia śledzące z serwomechanizmem większej mocy poruszającym blok antenowy znajdujący się na zewnątrz samolotu.

Jako ciekawostkę można podać system jednowiazkowy z anteną obracającą się wokół pionowej osi samolotu (pat. ang. No 938956; 1960 r., April 8). Sam obrót anteny nie powoduje zauważalnego dodatkowego przesunięcia częstotliwości dopplerowskiej. Dokonując chwilowego pomiaru dopplerowskiej częstotliwości nie mniej niż trzy razy w czasie jednego obrotu, można znaleźć wszystkie składowe wektora prędkości. Z tych samych powodów co system poprzedni nie znalazł on szerokiego zastosowania.

Wybór optymalnych kątów charakteryzujących położenie i szerokość wiązki antenowej

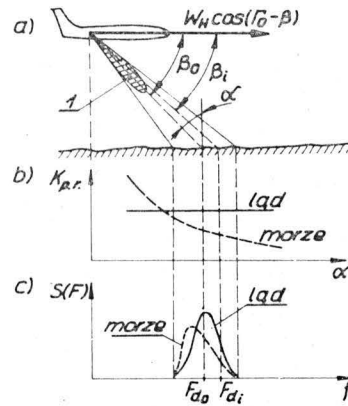
Dla wszystkich wyżej podanych rozwiązań wybór optymalnych kątów charakteryzujących położenie i szerokość wiązek promieniowania nie wynika z równej czułości pomiaru prędkości w kierunkach poprzecznych i podłużnych samolotu, co uwarunkowałoby kąt $\Gamma_0 = 45^\circ$ (rys. 2). Warunek ten nie może być przyjęty ze względu na zależności energetyczne.

Współczynnik tzw. jednostkowej efektywnej powierzchni powrotnego odbicia sygnału jest bezpośrednio funkcją kąta padania wiązki na powierzchnię odbijającą w płaszczyźnie pionowej, a więc kąta β_0 . Przy małych kątach β_0 energetyczne charakterystyki pogarszają się. Wielkie kąty β_0 prowadzą do zmniejszenia się czułości (pomiar F_d proporcjonalny do $\cos \beta_0$). Dla konkretnych częstotliwości wypromieniowywanego sygnału pasma X w zależnościach współczynnika efektywnej powierzchni powrotnego odbicia od kąta β_0 można wydzielić przedział z najmniejszym wpływem spowodowanym rodzajem odbijającej powierzchni,

np. ląd, morze, śnieg, las itp. I tak np. dla częstotliwości 8,8 GHz występuje to przy kątach $\beta_0 = 65^\circ$ – 70° .

Szerokość względna widma dopplerowskiego zależy od kąta γ i $\Delta\gamma$ ($\Delta\gamma$ — szerokość wiązki w płaszczyźnie wyznaczonej podłużną osią samolotu i osią wiązki). Po ustaleniu kątów β_0 , $\Delta\gamma$, γ , kąt Γ_0 ustala się z zależności trygonometrycznej (rys. 2).

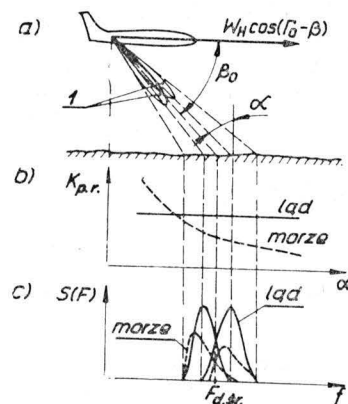
Jednym z podstawowych błędów metodycznych większości radarów jest błąd związany z przesunięciem się częstotliwości dopplerowskiej w stronę niższych częstotliwości w zależności od odbijającej powierzchni. Błąd przesunięcia zauważalny jest szczególnie przy locie nad powierzchnią morza i w zależności od jego wzburzenia wynosi: $1 \div 2\%$ dla radaru dopplerowskiego ze stożkowym kształtem wiązek i $5 \div 9\%$ prędkości dla radaru dopplerowskiego z izoczęstotliwościowymi antenami.



Rys. 3. Powstawanie widma sygnału: a) 1 — charakterystyka kierunkowości promieniowania anteny; b) zależność współczynnika powrotnego rozproszenia od kąta padania; c) widmo przekształconego sygnału

Bezpośrednią przyczyną powstania tego błędu jest skończona szerokość wiązki antenowej. Odebrany sygnał jest sumą sygnałów od elementarnych powierzchni i może być traktowany jako zmienna losowa z pewnym rozkładem widma. Obwiednia widma przy niezależności tzw. współczynnika powrotnego rozproszenia $K_{p,r}$ od kąta padania α (rys. 3) odwzorowuje charakterystykę kierunkowości promieniowania anteny. Jest to przypadek zbliżony do lotu nad powierzchnią lądu. W przypadku lotu nad morzem, gdy $K_{p,r}$ w znacznym stopniu zależy od kąta α , występuje przesunięcie maksimum widma w stronę niższych częstotliwości. W celu zmniejszenia tego błędu, najczęściej stosowaną korekcję przesunięcia częstotliwości jest wprowadzenie poprawki, której znaczenie odpowiada średniej wielkości $K_{p,r}$ (np. dla średniego wzburzenia morza). W taki sposób udaje się zmniejszyć błąd do $0,3 \div 0,7\%$.

Poprawkę wprowadza się przy przelocie linii brzegowej morza za pomocą przełącznika „morze—ląd”. Takie rozwiązanie spotyka się w większości radarów dopplerowskich. Radykalną jednak metodą obniżenia błędu przesunięcia częstotliwości jest uformowanie w jednej wiązce dwóch charakterystyk kierunkowości promieniowania anteny (rys. 4).



Rys. 4. Powstawanie widma sygnału dla radaru z przecinającymi się charakterystykami kierunkowości promieniowania anteny: a) 1 — charakterystyki promieniowania kierunkowego anteny; b) zależność współczynnika powrotnego rozproszenia od kąta padania; c) widmo przekształconego sygnału

Wyłonienia częstotliwości F_d dokonuje się dla lokalnego minimum sygnału, które w zasadzie nie przesuwają się po osi częstotliwości niezależnie od rodzaju odbijającej powierzchni. Takie rozwiązanie spotyka się rzadko ze względu na skomplikowaną konstrukcję bloku antenowego.

Przegląd rozwiązań radarów dopplerowskich pod kątem rodzaju wypromieniowywanych sygnałów

Wg rodzaju pracy nadajnika radar dopplerowski można podzielić na:

- z ciągłym wypromieniowywanym sygnałem:
 - bez modulacji wysyłanego sygnału,
 - z modulacją FM,
 - z modulacją FM i wobulacją,
- impulsowe.

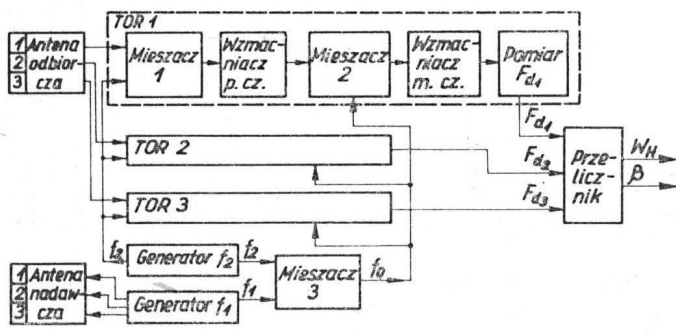
Wspólną cechą dla pierwszej grupy radarów dopplerowskich jest to, że mają one oddzielne anteny nadawcze i odbiorcze (nadawanie i odbiór występuje jednocześnie). Funkcjonalne schematy tych radarów dopplerowskich różnią się zasadniczo konstrukcją bloku wysokiej częstotliwości, co nie jest bez znaczenia dla bloków obróbki sygnałowej. Odbiorcze urządzenia różnią się częstotliwością pośrednią, sposobem formowania sygnału heterodyny, jak również rodzajem sygnału na wyjściu.

Pozytywną cechą radarów dopplerowskich bez modulacji jest prawie pełne wykorzystanie energii sygnału, gdyż jego widmo skupione jest na częstotliwości $f_{nośna} + F_d$.

Możliwe jest wykonanie urządzeń z obróbką sygnału we wspólnym dla wszystkich wiązek torze odbiorczym lub oddzielnych torach. Tor odbiorczy wykonuje się zwykle z podwójną przemianą częstotliwości, co pozwala zwiększyć czułość odbiornika o ok. 10 dB w porównaniu z tzw. „zerową” pośrednią częstotliwością, gdyż szumy wzmacniacza zmniejszają się odwrotnie proporcjonalnie do częstotliwości wzmacnianego sygnału. Wykorzystanie oddzielnych torów odbioru upraszcza układ falowodowy wysokiej części częstotliwości.

Na rys. 5 przedstawiono funkcjonalny schemat jednego z możliwych radarów dopplerowskich z oddzielnymi torami odbiorczymi. Źródłem sygnału wysokiej częstotliwości są dwa generatory: generator mocy f_1 i generator heterodyny f_2 , gdzie: $f_2 = f_1 + f_0$ (f_0 — częstotliwość pośrednia). Mieszacz 2 służy do drugiej przemiany częstotliwości. Przy takim rozwiązaniu nakłada się wysokie wymagania na stabilność generatorów f_1 i f_2 . W przypadku niemodulowanego sygnału wysyłanego są trudności z uzyskaniem dostatecznie czystego sygnału odbitego. Sygnał odbity od powierzchni Ziemi nakłada się na sygnał dostający się bezpośrednio z anteny nadawczej, który „po drodze” może być modulowany wibrującymi elementami konstrukcji lotniczej, jak również turbulencjami w pobliżu samolotu, pod anteną, a także zmianami częstotliwości nadajnika. Utrudnia to walkę metodami układowymi z tymi pasożytniczymi sygnałami, gdyż widmo tego sygnału znajduje się w obszarze częstotliwości dopplerowskich odpowiadających prędkościom samolotu. Z tego powodu przesłuch między kanałami odbiorczym i nadawczym powinien być nie mniejszy od 70 dB dla poprawnej pracy na wysokościach od 200 m do 10 000 m i aż 130 dB na wysokościach od 20 m do 20 000 m.

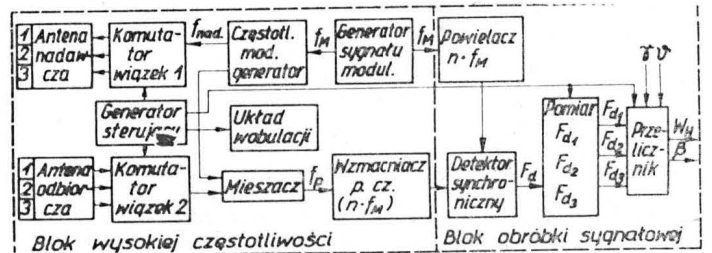
W celu likwidacji tych niepożądanych zjawisk, wprowadza się modulację FM wysyłanego sygnału i odbiór odbitego na którejs z harmonicznych sygnału modulowanego. W tego typu radarach dopplerowskich pozytywną cechą jest obniżenie o 20÷25 dB wymagań przesłuchu toru nadawczego od odbiorczego w porównaniu z radarem dopplerowskim z sygnałem niemodulowanym. W radarze Dopplera z FM modulacją sygnał użyteczny i sygnał pasożytniczy zasadniczo różnią się. Wyjaśnia się to tym, że sygnały te przechodzą różne drogi i ich opóźnienia w stosunku do sygnału wysyłanego są różne. W rezultacie widmo przeskalowanego sygnału skupia się w obszarze wyższych częstotliwości, a widmo bezpośredniego sygnału skupia się w



Rys. 5. Funkcjonalny schemat radaru dopplerowskiego z oddzielnymi torami nadawczymi

obszarze niższych częstotliwości. Sygnały tych widm mogą być rozdzielone metodą częstotliwościowej selekcji.

Negatywnym zjawiskiem w przypadku radarów dopplerowskich z modulacją FM jest zależność mocy odbitego sygnału od wysokości lotu. Powstają, szczególnie na niewielkich wysokościach, tzw. „ślepe wysokości”, na których występuje zmniejszenie lub całkowity zanik sygnału. Ze wzrostem wysokości następuje zwiększenie plaszczyzny odbijającej wiązkę, a więc i zwiększenie różnych odległości, które pokonuje sygnał. Drugim niepożądanym zjawiskiem przy FM modulacji jest znaczna zmiana F_d w pobliżu „ślepych wysokości”. Zaradzić tym zjawiskom można przez wprowadzenie wobulacji sygnału modulującego. Wybiera się taką głębokość wobulacji, aby moc średnia za okres wobulacji i średnia dopplerowska częstotliwość widma na n -tej harmonicznej, dzięki uśrednieniu danych, była niezależna od wysokości. Jest to osiągalne przy głębokości wobulacji równej kilkunastu procentom. Okres wobulacji wybiera się przeważnie równy czasowi pracy radaru w jednej wiązce (choć może być inaczej). Czas ten nie może być mały dla chwytności i przesłuchu F_d w jednej wiązce, nie może być także zbyt duży, gdyż mogą się wówczas zmieniać parametry lotu. Czas $1/3 \div 1/5$ s spełnia te wymagania.



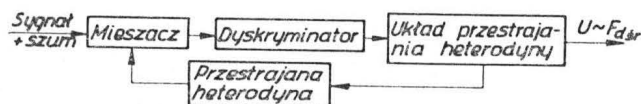
Rys. 6. Funkcjonalny schemat radaru dopplerowskiego z modulacją i wobulacją sygnału wysyłanego

Schemat funkcjonalny SD z modulacją i wobulacją przedstawia rys. 6. Podstawą nadajnika radaru dopplerowskiego jest częstotliwościowo modulowany generator, którego sygnał podawany jest przez komutator kolejno na trzy wejścia anten nadawczych. Układem synchronizującym pracę komutatorów z układem wobulacji, a także układ pomiaru częstotliwości F_{d1}, F_{d2}, F_{d3} i przelicznika jest generator sterujący. Sygnał odbity od powierzchni Ziemi i przyjęty przez anteny odbiorcze przez komutator wiązek 2 podawany jest na mieszacz, gdzie w przemianie homodynowej zostaje wydzielona częstotliwość pośrednia $n \cdot f_H$ (n — numer harmoniki).

Sygnał pośredniej częstotliwości po wzmacnieniu jest podawany na detektor synchroniczny. Blok pomiaru częstotliwości F_{d1}, F_{d2}, F_{d3} jest przeznaczony do wyłonienia dopplerowskiego sygnału. Konstrukcja tego bloku i jego parametry bezpośrednio rzutują na parametry całego radaru. Na wejściu kanału pomiarowego, obok sygnału dopplerowskiego występują zakłócenia, przeważnie w postaci szumów. Zadanie sprowadza się do określenia z zadaną dokładnością położenia widma na osi częstotliwości i jest bardziej złożone, gdy wiązki antenowe są przelączane (takie rozwiązania są najczęściej spotykane), a w związku z tym informacja o sygnale F_d nie jest informacją ciągłą. Określenie położenia widma sygnału związane jest z obecnością w układzie pomiarowym elementu czulego na częstotliwość. Ogólnie funkcję tę może pełnić detektor „zera” w pewnej jednostce czasu, autokorelator lub dyskryminator częstotliwości. W związku z małym odstępem sygnału od szumu, w całym dość szerokim obszarze F_d (2÷10 kHz), przy niewielkich mocach sygnału wysyłanego, detektor „zera” funkcji tej pełnić nie może. Do jego poprawnej pracy potrzebne jest przewyższenie sygnału nad szumami w pasmie przenoszenia kanału pomiarowego ok. 20 dB.

Radykalną metodą obniżenia dopuszczalnego stosunku sygnał/szum na wejściu układu pomiarowego jest ograniczenie pasma przepuszczania sygnału przez filtr tylko do szerokości widma F_d lub jego części. Ponieważ widmo sygnału przemieszcza się po osi częstotliwości, nieodzowne staje się śledzenie sygnału po jego synchronizacji. Ogólnie schemat tego typu układu przedstawia rys. 7. W zależności od typu stosowanego dyskryminatora, można uzyskać różne dopuszczalne znaczenia stosunku sygnał/szum na wejściu dla poprawnej pracy układu pomiarowego, to jest dla zalepania i śledzenia F_d . Najkorzystniejsze rezultaty daje układ z dyskryminatorem kwadraturowo-fazowym. Dla jego po-

prawnej pracy minimalne przewyższenie sygnału nad szumami w obszarze 2÷10 kHz przy względnej szerokości widma 0,2 równa się -3 dB. W literaturze tego typu układy noszą nazwę pętli fazowej wyższego rzędu. W przypadku pętli fazowej pierwszego rzędu można uzyskać dowolnie wąskie pasmo szumowe. Jednak zawężenie pasma odbija się niekorzystnie na zakresie chwywania sygnału. Najczęściej stosowanym sposobem poszerzenia zakresu chwywania pętli bez zmian jej pasma szumowego jest wprowadzenie do układu dodatkowego generatora sygnału, który po scałkowaniu w filtrze dolnoprzepustowym przestaje generator w zakresie pracy pętli. Oczywiście w chwili gdy stan synchronizacji zostanie osiągnięty, dodatkowy generator przestaje być potrzebny i musi być odłączony.



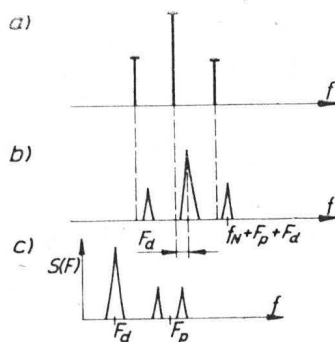
Rys. 7. Ogólny schemat pomiaru częstotliwości za pomocą układu śledzącego

Wydaje się, że takie rozwiązanie bloku pomiarowego w najbliższym czasie będzie jedynym optymalnym rozwiązaniem. Przemawiają za tym dobre charakterystyki szumowe, jak i to, że istnieją scalone pętli fazowe, a więc ułatwienie w konstrukcji. W przyszłości zastosowanie kompleksowych zminiaturyzowanych filtrów grzebieniowych z zastosowaniem innej dyskretnej techniki może się okazać optymalniejsze.

Przelicznik radaru, w którym z informacji o częstotliwości dopplerowskiej wypracowuje się wartość prędkości rzeczywistej i kąta znoszenia lub wartości poszczególnych składowych prędkości, może być wykonany techniką analogową lub cyfrową. Przeliczniki czysto analogowe albo czysto cyfrowe są rozwiązaniami nieoptymalnymi. W przelicznikach analogowych z dobrą rozdzielczością można wykonać operacje dodawania z przemnożeniem przez stały współczynnik — wzmacniacze operacyjne, zaś operacje wymagające liczenia funkcji trygonometrycznych (transponowanie układów) należy realizować z użyciem techniki elektromechanicznej, np. transformatorów \sin/\cos . W przypadku obróbki cyfrowej w tradycyjnej technice (obróbki wstępnej i równań ostatecznych) prowadziłoby do rozbudzenia układu.

Najwygodniejsze i chyba najmniej kosztowne są przezwane spotykane rozwiązania mieszane cyfrowo-analogowe. Szybki rozwój w ostatnich latach technologii wielkiej

skali integracji spowoduje realizację przeliczników w technice cyfrowej.



Rys. 8. Widma sygnałów dla impulsowego radaru dopplerowskiego: a) widmo sygnału wysyłanego; b) widmo sygnału odebranego; c) widmo sygnału po detekcji

Należałoby wspomnieć również o impulsowych pokładowych radarach dopplerowskich. Charakterystyczne dla tej grupy jest wykorzystanie wspólnej anteny na nadawanie i odbiór. Pomiaru częstotliwości dopplerowskiej dokonuje się na podstawie analizy widma sygnału po detekcji, mającego maksymalną amplitudę i częstotliwość. Jednoznaczność pomiaru F_d jest możliwa pod warunkiem, że częstotliwość powtarzania impulsów wysyłanych F_p jest większa od częstotliwości dopplerowskiej odpowiadającej dwukrotnej maksymalnej prędkości samolotu (rys. 8).

Charakterystyczne dla impulsowych radarów dopplerowskich są, tak jak dla radarów dopplerowskich z ciągłym modulowanym sygnałem, „ślepe wysokości”. Odpowiadają one tym wysokościami, dla których przychodzący impuls trafia na czas wysyłania następnego. W celu zmniejszenia wpływu „ślepych wysokości”, wprowadza się wobulację częstotliwości powtarzania impulsów.

LITERATURA

1. W. E. KOLCZYŃSKI, J. A. MANDUROWSKI, M. J. KONSTANTYNOWSKI: Dopplerowskie urządzenia i systemy nawigacji. Sow. radio, Moskwa, 1975 r.
2. A. A. ELISIEJEW: Radioimpulsnje izmierziteli skorosti letatielnych apparatow. Leningrad, 1980 r.
3. Praca zbiorowa pod red. P. S. DAWIDOWA: Radiolokacjonnyje sistemy letatielnych apparatow. Moskwa, Transport, 1977 r.
4. M. JEZEWSKI, W. SZKUDLINSKI: Generatory synchronizowane i ich zastosowanie. WNT, Warszawa, 1981 r.
5. Pat. ang. No 938956, April 8, 1960 r.
6. J. KAZMIERSKI: Niektóre radioelektryczne zastosowania pętli fazowej. Przegląd Telekomunikacyjny nr 4, 1971 r.
7. Praca zbiorowa pod red. KAZARINA: Poisk i izmierzienije paramietrow signalow w radionawigacjonnych sistiemach. Sow. radio, Moskwa, 1975 r.
8. G. K. DYDKO, G. B. REZINKOW: Dopplerowskie izmierziteli skorosti i uglasna. Sow. radio, Moskwa, 1964 r.

Lotnicze silniki Wankla

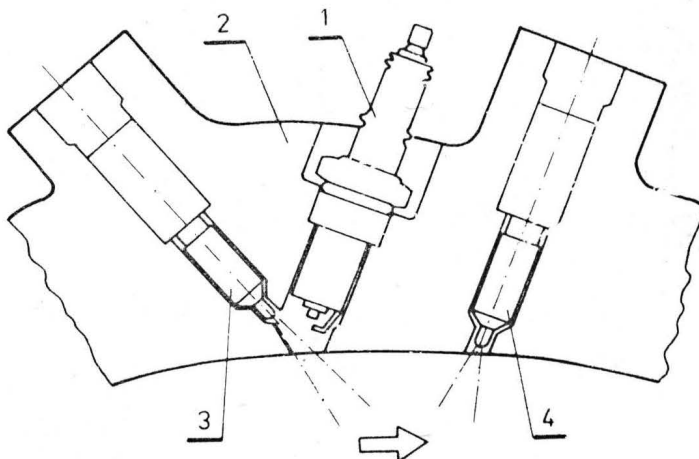
Dwie amerykańskie firmy lotnicze, Curtiss-Wright i Cessna, prowadzą wszechstronne prace nad zastosowaniem silnika Wankla do napędu samolotów lekkich.

Firma Curtiss-Wright zajmuje się rozwojem lotniczych silników z krążącym tłokiem już od chwili zakupu licencji na silnik systemu NSU-Wankel w 1958 r. Do tej pory skonstruowano kolejno: silnik RC2-90 projektowany do „cichego” samolotu Lockheed Q-Star a testowany również na samolocie Cessna Cardinal i śmigłowcu szkolnym Hughes TH-55A; silnik RC2-75, do projektu którego założenia powstały po rozmowach z trzema największymi wytwórcami samolotów lekkich w USA.

Przedstawiony do oceny w 1977 r. silnik RC2-75 wzbudził duże zainteresowanie NASA, która zleciła firmom Curtiss-Wright i Cessna opracowanie projektu studialnego dwóch wersji silnika Wankla do samolotów lekkich. Wersje te miały uwzględnić zastosowanie spalania ładunku uwarstwionego (badanego wcześniej przez firmę Curtiss-Wright na silniku RC2-60) oraz doładowanie turbosprężarką.

Wyniki tych studiów opublikowano ostatnio. Założeniem było, aby projektowane silniki uzyskały moc 186 kW (253 KM) w warunkach przelotowych na wysokości 7600 m oraz aby zużycie paliwa było mniejsze niż 231 g/kWh (170 g/KMh). Silnik porównawczy stanowił sześciocylindrowy silnik przeciwsobny (boks) z turbosprężarką Teledyne Continental TSI0-550 o mocy 220 kW (300 KM) na tej samej wysokości.

W ramach programu zaprojektowano dwa silniki dwukomorowe: RC2-47 ze spalaniem ładunku uwarstwionego, lecz bez doładowania oraz RC2-32 ze spalaniem ładunku uwarstwionego i z turbodoładaniem. Oba silniki mają

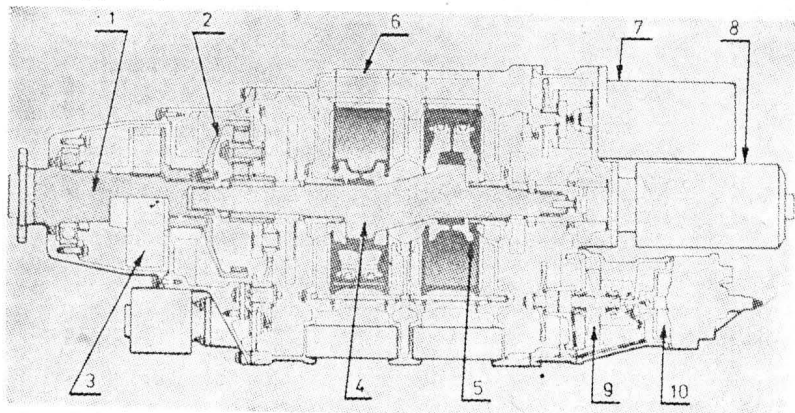


Rys. 1. Położenie świecy względem wtryskiwacza: 1 — świeca zapłonowa, 2 — ścianka cylindra, 3 — wtryskiwacz pomocniczy, 4 — wtryskiwacz główny

moc startową 238 kW (324 KM) przy prędkości obrotowej wału mimośrodowego 6000 obr/min pierwszy i 7000 obr/min drugi. Doładowany RC2-32 pracuje ze znacznie większymi obciążeniami elementów. Wynikają one z wyższych ciśnień i temperatur czynnika roboczego. Firma Curtiss-Wright przyznaje, że turbodoładowanie projektowanych przez nią silników nie zostało sprawdzone dla dłuższych okresów eksploatacji silnika. Dlatego spodziewane koszty rozwoju będą znacznie wyższe niż silnika niedoładowanego, jednak osiągi, a zwłaszcza małe zużycie paliwa silnika RC2-32, skłaniają do prac nad nim.

dycyjnych, dlatego w celu zachowania wyważenia samolotu będą przesunięte do przodu. Dzięki temu w samolocie dwusilnikowym gondole będą bardzo smukłe (rys. 3), jak dla silników turbinowych. W samolotach jednosilnikowych obrys części nosowej kadłuba będzie narzucać wymiary kabiny. Będzie ona nadal dość szeroka, dlatego będzie możliwe uzyskanie dodatkowej przestrzeni na wyposażenie lub bagażnik (dzięki małym wymiarom zespołu napędowego).

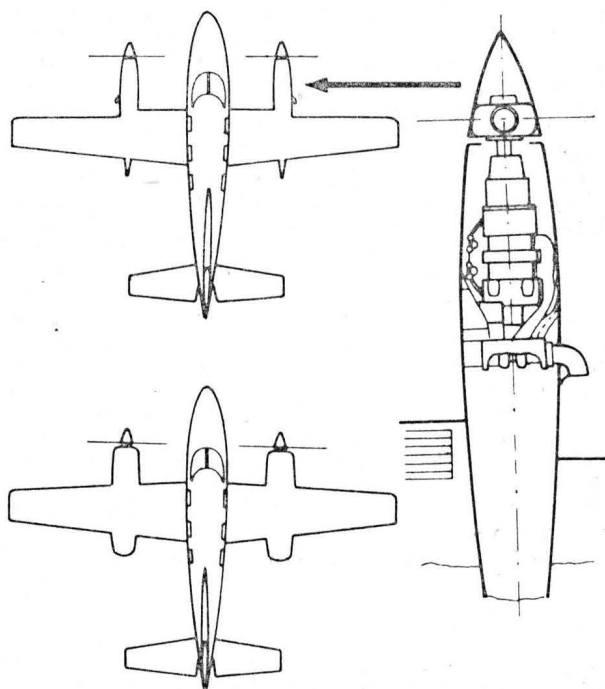
Inną korzyścią wynikającą z zastosowania omawianych silników w samolotach lekkich jest zmniejszenie powie-



Rys. 2. Silnik RC-32: 1 — wał śmigła, 2 — reduktor, 3 — tłumik drgań, 4 — wał główny, 5 — wirnik (tłok), 6 — korpus, 7 — sprężarka instalacji klimatyzacji, 8 — rozrusznik, 9 — pompa chłodziwa, 10 — pompa olejowa

Dzięki zastosowaniu uwarstwienia ładunku mieszanki omawiane silniki mają małe zużycie paliwa oraz są wielopaliwowe. Okazało się bowiem, że w silnikach z krążącym tłokiem wymuszony przez tłok ruch ładunku w strefie spalania stwarza nowe możliwości organizacji tego procesu (rys. 1). Zapalana przez iskrę mieszanina powietrza z wtrysniętym w pobliżu świecy paliwem z wtryskiwacza pomocniczego powoduje zapłon paliwa z wtryskiwacza głównego. Wynikający z kierunku ruchu tłoka kierunek doprowadzania powietrza do strefy spalania i dopływ paliwa z wtryskiwacza głównego o kierunku przeciwnym powodują stabilizację położenia czoła płomienia. Energia stabilnego czoła płomienia wystarcza do zapłonu wszystkich rodzajów paliw, które mogą być podawane do silnika aparaturą wtryskową, taką jak w tłokowym silniku wysokoprężnym. W rezultacie silnik może pracować na szerokim asortymencie paliw: od oleju napędowego, przez naftę lotniczą, do benzyny lotniczej.

Oba silniki, RC2-47 oraz RC2-32, mają konfigurację zaprojektowaną specjalnie do samolotów lekkich (rys. 2). Agregaty umieszczone są z tyłu, w cieniu silnika. Turbosprężarka (dla silnika RC2-32) umieszczona jest również z tyłu, za agregatami. Silniki te są znacznie lżejsze od tra-



Rys. 3. Zabudowa silnika i porównanie sylwetek samolotu z silnikami Wankla i z silnikami tłokowymi

znych skrzydeł o 19÷20%. Wynika to z mniejszej masy zespołu napędowego i mniejszego zużycia paliwa. Znacznie niższy poziom drgań silników Wankla zmniejsza obciążenia elementów płatowca. Silniki te są również cichsze. Inne dane wynikające z omawianych prac podaje tabl.

Firma Curtiss-Wright ocenia, że wprowadzenie silników z tłokiem krążącym na rynek samolotów lekkich może nastąpić w pierwszej połowie lat dziewięćdziesiątych. Będzie to wymagało pokonania wielu trudności technologicznych.

Firma Curtiss-Wright i NASA myślą także o przyszłościowych silnikach z tłokiem krążącym w zakresie mocy 600÷1800 kW (ok. 800÷2400 KM), przeznaczonych do samolotów lokalnej komunikacji. Sądzą one, że mimo konkurencji silników turbinowych, przyszłość jest równie obiecująca jak w klasie samolotów lekkich. JMR

TABLICA

	Typ silnika		
	TSi0-550	RC2-47*)	RC2-32*)
Długość silnika, mm	1506	1320	1234
Szerokość silnika, mm	848	419	406
Masa silnika, kg	311	211	169
Masa całk. samolotu, kg	3 005	2 563	2 438
Jednostkowe zużycie paliwa, g/kWh (g/KMh)	272	226	216
Poziom hałas, dB(A)	(200)	(166)	(159)
Czas osiągnięcia wysokości 7600 m, min	91,2	79,1	78,9
Wznoszenie maks., m/s	19,5	13,5	12,8
Prędkość przelotowa, km/h	4,4	9,2	10,1
Długość startu na 15 m, m	426	476	482
Godzinowy koszt eksploatacji samolotu, dol. — 1981 r./h lotu (założenie: 500 h lotu na rok)	770	545	500
	226	210	205

Wszystkie osiągi samolotowe podano dla wersji dwusilnikowej.
*) Dane obliczeniowe.

PRENUMERATA ROCZNA
NAJPEWNIJSZĄ FORMĄ NABYCIA
NASZEGO CZASOPISMA

Elektrolityczne utlenianie (anodowanie) stopów tytanu

Mgr inż. STANISŁAW MYCEK

W WSK PZL-Mielec uruchomiono nowy, nie stosowany dotychczas w kraju, proces elektrochemicznego utleniania stopów tytanu, mający na celu wytwarzanie na powierzchni części tytanowych powłoki ochronnej.

Stopy tytanu mają wprawdzie wysoką odporność korozyjną i w eksploatacji w normalnych warunkach klimatycznych nie wymagają dodatkowego zabezpieczenia przed korozją, jednak w przypadku gdy elementy wykonane ze stopów tytanu stykają się z innymi metalami istnieje możliwość powstawania mikroogniwi elektrochemicznych powodujących korozję stykową części współpracujących. Wytworzona powłoka tlenkowa na częściach wykonywanych ze stopów tytanu zapobiega korozji stykowej i tym samym pozwala na stosowanie ich w przemyśle lotniczym. Stopy tytanu od dawna budziły zainteresowanie konstruktorów lotniczych, ponieważ wykazują doskonałe parametry wytrzymałościowe i równocześnie mają stosunkowo niewielką masę właściwą ($4,5 \text{ Mg/m}^3$), co ma istotne znaczenie dla sprzętu lotniczego.

Tak więc po opanowaniu procesu anodowego oksydowania stopów tytanu, obok podstawowych materiałów stosowanych w lotnictwie, jakimi są stopy aluminium i wysokowytrzymałe stopy stalowe, znalazły również miejsce stopy tytanu, które pod względem konstrukcyjnym są ogniwem pośrednim między stopami Al i stalą. Najczęściej wykorzystuje się je do produkcji elementów złącznych (śruby, sworznie itp.).

Do prowadzenia procesu anodowego oksydowania stopów skonstruowano i wykonano specjalny agregat prądowłóczy zapewniający impulsowe podawanie prądu na wannę. Wykonano również specjalną zwentylowaną wannę do anodowego oksydowania wyposażoną w instalację do schładzania elektrolitu do temperatury -10°C i wyposażoną w odpowiednie zabezpieczenia przed porażeniem pracownika prądem. Od wewnątrz wanna wyłożona jest blachą ołowianą. Wszystkie zagadnienia związane z opracowaniem dokumentacji konstrukcyjnej, technologicznej, przeprowadzeniem prób i wdrożeniem do produkcji procesu anodowego oksydowania stopów tytanu zostały zrealizowane przez ORPOT Rzeszów z udziałem specjalistów z Politechniki Rzeszowskiej i WSK PZL-Mielec.

Elektrochemiczne utlenianie stopów tytanu przeprowadza się w WSK PZL-Mielec w wodnym roztworze kwasu siar-

kowego z dodatkiem kwasu fosforowego. Skład kąpieli jest następujący: H_2SO_4 (1,84) — $200\text{--}210 \text{ g/l}$; H_3PO_4 (1,7) — $10\text{--}20 \text{ ml/l}$.

Temperatura elektrolitu utrzymuje się w granicach $-10\text{--}0^\circ\text{C}$. Zasadniczym warunkiem prowadzenia procesu anodowego oksydowania stopów tytanu jest impulsowy przepływ prądu elektrycznego przez elektrolit między katodami ołowianymi a anodami, do których są przymocowane części podlegające procesowi elektrochemicznego utleniania. Stosunek katod do anod wynosi 2:1. Czas trwania impulsu prądu wynosi $0,05\text{--}0,3 \text{ s}$, częstotliwość impulsów $50\text{--}100/\text{min}$. Gęstość prądu w impulsie wynosi $5\text{--}50 \text{ A/dm}^2$.

Proces anodowego oksydowania przeprowadza się przy napięciu przekraczającym iskrzenie. Iskrzenie rozpoczyna się przy napięciu $80\text{--}90 \text{ V}$. Zainstalowany w WSK PZL-Mielec agregat prądowłóczy zapewnia napięcie na zaciskach wanny w granicach $200\text{--}220 \text{ V}$. Przy wykorzystaniu regulatora napięcia ustala się żadaną gęstość prądu w impulsie i utrzymuje się ją w ciągu całego procesu anodowego oksydowania. Czas anodowego oksydowania jest uzależniony od gatunku stopu i żadanej grubości powłoki tlenkowej. Dla stopów WT-22 i WT-14, przy gęstości prądu 5 A/dm^2 , czas anodowego oksydowania wynosi $15\text{--}30 \text{ min}$, przy czym uzyskuje się w tych warunkach grubość powłoki tlenkowej $3\text{--}5 \mu\text{m}$. Natomiast dla stopów WT-3-1, OT-4, WT-20 przy gęstości prądu 5 A/dm^2 czas anodowego oksydowania wynosi $30\text{--}50 \text{ min}$, gwarantując uzyskanie grubości powłoki tlenkowej w granicach $3\text{--}5 \mu\text{m}$.

Do prowadzenia procesu anodowania stopów tytanu są konieczne specjalne zawieszki, które muszą być wykonane ze stopu WT-1-0, OT-4 lub WT-20. Zawieszki wykonane z innych stopów lub metali nie nadają się do zastosowania.

Kolor powłoki tlenkowej wytworzonej na częściach tytanowych jest uzależniony od gatunku stopu. Stop WT-16 i WT-22 po anodowym oksydowaniu uzyskuje kolor brązowy, stop WT-3-1 — kolor żółty, a stop WT-1-0 — kolor jasnoszary.

Uruchomienie ww. procesu na skalę produkcyjną w WSK PZL-Mielec pozwoliło na spełnienie wymagań jakościowych samolotu Il-86 i na zlikwidowanie importu anodowo oksydowanych części tytanowych.

EO/477/K/84

POLSKIE PATENTY LOTNICZE

● Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Mielec zgłosiła do opatentowania dwa rozwiązania kanału transportu pneumatycznego (autorzy: E. Margański, M. Kopacz i T. Górniak). Wynalazki eliminują zakłócenia w pneumatycznym przepływie środków pylistych w agrolotnictwie, dzięki doprowadzeniu dodatkowego sprężonego powietrza lub umieszczeniu w kanale transportu odpowiednich przewodnic.

Szkice konstrukcyjne oraz opisy wynalazków zamieszczono w BUP nr 18/1981 r., w klasie B65G, pod nr P.227713T i P.227714T.

● Ośrodek Badawczo-Rozwojowy Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Swidnik zgłosił do opatentowania sposób mocowania silnika w statku powietrznym, zwłaszcza śmigłowca (wynalazcy: S. Kamoński, B. Koper, B. Skwara, K. Kozłowski i Z. Pawłowski). Wynalazek eliminuje odkształcenia konstrukcji statku, zapewnia współosiowość wałów oraz zmniejsza hałas.

Rysunek oraz skrót opisu rozwiązania zamieszczono w BUP nr 18/1981 r., w klasie B64D, pod nr P.222278.

● Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Rzeszów, OBR Napędów Lotniczych zgłosiła do opatentowania wkładkę usztywniającą do pierścieni samouszczelniających typu wargowego, zapobiegającą przeciekowi oleju ze skrzyni korbowej przez łożyska.

Skrót opisu patentowego opublikowano w BUP nr 1/1982 r., w klasie F 16 J, pod nr P.225440.

● Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Rzeszów zgłosiła do opatentowania przyrząd do pomiaru drgań maksymalnych w silnikach turbinowych, znajdujący też zastosowanie do silników tłokowych, elektrycznych i in. Wynalazek zwiększa dokładność pomiaru w kilku osiach-płaszczyznach pomiarowych.

Skrót opisu patentowego zamieszczono w BUP nr 3/1982 r., w klasie G 01 H, pod nr P.226016.

● Przedsiębiorstwo Projektowo-Technologiczne Przemysłu Lotniczego i Silnikowego PZL-Kraków zgłosiło do opatentowania urządzenie do czyszczenia części i zespołów, szczególnie kadłubów silników spalinowych. Czyszczenie odbywa się w sposób ciągły, przez natrysk strumieniami czynnika myjącego.

Skrót opisu podano w BUP nr 1/1982 r., w klasie B 08 B, pod nr P.218356.

● Instytut Lotnictwa w Warszawie zgłosił do opatentowania piezoelektryczny czujnik przyspieszeń, mający (bez demontażu przyrządu) wyeliminowaną czułość poprzeczną.

Skrót opisu patentowego opublikowano w BUP nr 4/1982 r., w klasie G 01 P, pod nr P.226073.

W.Z.

Przegląd nitów i technik zakuwania nitów z dostępem jednostronnym*) (II)

Mgr inż. ZDZISŁAW MIZERA
WSK PZL-Mielec

Analiza porównawcza różnych rodzajów nitów z dostępem jednostronnym i nitów z dostępem dwustronnym

Przeprowadzona analiza porównawcza jest oparta w znacznej części na wynikach danych zaczerpniętych z przytoczonej literatury, opracowań autora oraz innych źródeł. Jest ona reprezentatywna dla struktur duralowych, w tym dla konstrukcji modelowej**). Analiza jest podzielona na dwie części:

a) analiza porównawcza nitowania z dostępem jednostronnym i dwustronnym,

b) analiza porównawcza różnych rodzajów nitów z dostępem jednostronnym i wykonanych nimi połączeń.

W pkt. a, posługując się przeciwnymi danymi dla wymienionych rodzajów nitów (cz. I art., TLiA nr 7/84) przeprowadzone jest porównanie walorów i efektów nitowania przy użyciu nitów z dostępem jedno- i dwustronnym w oparciu o możliwie wiele kryteriów.

W pkt. b dokonano porównania właściwości wytrzymałościowych i eksploatacyjno-technologicznych nitów z dostępem jednostronnym.

Analiza porównawcza nitowania z dostępem jedno- i dwustronnym

Do przeprowadzenia analizy niezbędne jest ustalenie wymagań stawianych procesowi nitowania. Należą do nich:

— wymagania konstrukcyjne:
a) wymagania wytrzymałościowo-szywnościowe: wytrzymałość na ścinanie (statyczna i zmęczeniowa), wytrzymałość na odrywanie (statyczna i zmęczeniowa), sztywność połączenia;

- b) wymagania masowe,
- c) wymagania aerodynamiczne,
- d) wymagania szczelności połączenia,
- e) wymagania odporności korozyjnej,
- wymagania technologiczno-ekonomiczne:
 - a) możliwość (obszar) zastosowania metody,
 - b) możliwość i efektywność kontroli jakości,
 - c) możliwość automatyzacji procesu,
 - d) wydajność czasowa metody,
 - e) prędkość wykonania szwu (zakucia nitów),
 - f) koszt produkcji (lub zakupu) nitów,
 - g) ogólny koszt wykonania szwu,
 - wymagania bhp (szeroko rozumiane);
 - inne:
 - a) dostępność oprzyrządowania i nitów,
 - b) odpowiednio wyszkolony personel etc.,
 - c) wymagania zużycia energii.

Nitowanie z dostępem jednostronnym i dwustronnym jako metodę wykonania połączenia należy także rozpatrywać i oceniać z punktu widzenia oddziaływania szeroko rozumianego „otoczenia” na proces wykonania połączenia oraz oddziaływania procesu na otoczenie.

Przez wpływ otoczenia na proces wykonania szwu i efektywność kontroli technicznej należy rozumieć:

- wpływ czynnika ludzkiego,
- wpływ temperatury otoczenia,
- wpływ wibracji w otoczeniu,
- wpływ wahań zasilania energetycznego (np. ciśnienia sprężonego powietrza, napięcia sieci elektrycznej itd.).

Przez wpływ procesu na otoczenie należy rozumieć:

- wielkość i rodzaj (tzw. widmo częstotliwości) występujących drgań w trakcie procesu,
- wielkość występujących sił stałych (np. siły docisku),
- poziom i częstotliwość powstającego hałasu,
- inne, np. powstający kurz.

*) Opracowanie jest fragmentem pracy dyplomowej autora na temat „Efektywność zastosowania techniki nitowania nitami jednostronnymi” wykonanej w 1983 r. na Wydziale Mechanicznym Energetyki i Lotnictwa PW pod kierownictwem dra inż. Romana Świtkiewicza.

**) Pod pojęciem „konstrukcja modelowa” mieści się konkretna konstrukcja lotnicza, której dotyczyła całość pracy dyplomowej autora.

Nie należy zapominać, że istnieją tutaj wzajemne sprzężenia między tymi dwoma oddziaływaniami, tzn. proces oddziałuje na otoczenie i powstające zmiany w tym otoczeniu wpływają z kolei na sam proces.

Uwaga: Analiza została przeprowadzona przy założeniu, że dotyczy ona połączeń stosunkowo słabo obciążonych (typu pokrycie — szkielec) w strukturze duralowej. Nie przeprowadzono porównania dla połączeń wysoko obciążonych (typu okucie — pas dźwigara), ponieważ nie przewiduje się w konstrukcji modelowej takiego rodzaju zastosowania nitów z dostępem jednostronnym.

Opis zastosowanej techniki wykonania połączenia (dla nitów z dostępem jedno- i dwustronnym)

Dla połączeń słabo obciążonych przy połączeniach nitami zakuwanymi jednostronnie proces przygotowania otworu pod nit w zasadzie nie różni się od procesu stosowanego przy nitowaniu nitami klasycznymi [7, 8, 9]. Obróbką otworu jest więc tu jedynie wiercenie na średnicę nominalną Φ nom.

Wymagane nieco węższe tolerancje średnicy otworu pod nit (dla niektórych rodzajów nitów) uzyskuje się przez użycie nieco dokładniej wykonanych wiertel. Umocnienia otworu pod nit (np. przez przepychanie) przeważnie nie stosuje się. Natomiast stosuje się nieco większą liczbę nitów dla nitów z dostępem jednostronnym o słabym wypełnieniu otworu (nity typu Cherrylock, Huck Blind Bolt, Unimatic), czyli wymagających mniejszych dopuszczalnych naprężeń (ze względów zmęczeniowych); ekwiwalentną liczbę nitów stosuje się dla nitów z dostępem jednostronnym o dobrym i bardzo dobrym wypełnieniu otworu (nity typu CherryMAX i Visu-Lok) nie gorszym niż przy nitach klasycznych.

Jak wspomniano obróbka otworu pod nit jest więc jednakowa dla nitów zakuwanych z dostępem jedno- i dwustronnym (przy połączeniach typu pokrycie-szkielec) i składa się z wiercenia (i ewentualnie pogłębiania, gdy nit ma łeb kryty) lub jest to metoda obróbki plastycznej — wykonanie otworu na prasie wraz z ukształtowaniem gniazda pod łeb nita.

Zakuwanie nitów zwykłych (zakuwanych dwustronnie) odbywa się w zasadzie metodą uderową (młotki pneumatyczne), niekiedy metodą zaciskową — bezударową (na prasie).

Zakuwanie nitów z dostępem jednostronnym jest realizowane za pomocą specjalnych narzędzi ręcznych (prasy hydropneumatyczne) lub mechanicznych szczypiec ręcznych (dla nitów o małych średnicach).

Wyniki analizy

Na podstawie wcześniej wymienionych kryteriów (wymagań) i procesu wykonawczego dokonano analizy porównawczej będącej rodzajem analizy wartości posługującej się tabelą punktową (tabl.). W przyjętej metodzie punktacji za zasadę przyjęto:

- cecha bardziej korzystna (tzn. „lepsza”) — większa liczba punktów,
- cecha (metoda) mniej korzystna (tzn. „gorsza”) — mniejsza liczba punktów.

Przy tym ocena dokonywana jest przez rozdział (na dwie oceniane metody nitowania) punktów w ramach liczby punktów przydzielonych na każde kryterium oceny. Ocena jest w niektórych punktach „arbitralna” (gdy możliwa była jedynie analiza jakościowa z braku danych ilościowych), niemniej jednak nie traci swej reprezentatywności.

Uzasadnienie otrzymanych wyników

Uzasadniane będą kolejno wyniki oceny wg poszczególnych kryteriów tabeli (na podstawie wymienionej w spisie literatury).

● Wymagania konstrukcyjne:

- Przyjęto, że wytrzymałość na ścinanie nita

TABLICA. Analiza porównawcza nitowania z dostępem jedno- i dwustronnym

Metoda nitowania	Wymagania konstrukcyjne									Wymagania technologiczno-ekonomiczne											
	wytrzymałość na ścinanie	wytrzymałość na odrywanie	szywność połączenia	łączenie wym. wytrzymałościowe	wymagania masowe	wymagania aerodynamiczne	wymagania szczeln. pol.	odporność korozyjna	łączenie wymag. konstrukcyjne	obszar zastos. metody	możliwości i efekt. KJ	możliwości automatyzacji	wydajność czas	pracochłonność zakucia	koszt nitów	ogólny koszt wykon. szwu	łączenie wymag. techn.-ekon.	Oddziaływanie procesu na otoczenie; w tym bhp	Oddziaływanie otoczenia na proces	Inne	Σ
Dysponow. l. punktów	20	20	9	49	5	7	7	5	73	10	10	5	15	10	5	30	85	20	15	5	198
Nitowanie z dostępem dwustronnym (nity zwykłe)	11	12	5	28	3	4	4	3	42	4	6	2	6	2	4	19	43	3	4	1	93
Nitowanie z dostępem jednostronnym	9	8	4	21	2	3	3	2	31	6	4	3	9	8	1	11	42	17	11	4	105

z dostępem jednostronnym jest przeciętnie o ok. 25% mniejsza niż nita zwykłego wykonanego z porównywalnego rodzaju materiału (dotyczy to trzonka nita).

— Wytrzymałość na odrywanie nita zakuwanego jednostronnie jest przeciętnie o ok. 40÷50% mniejsza niż nita zwykłego.

— Szywność połączenia (szwu) z nitami zakuwanymi jednostronnie jest o ok. 25÷35% mniejsza (przeciętnie) niż szwu z nitami zwykłymi.

— Masa połączenia z nitami zakuwanymi jednostronnie jest przeciętnie o ok. 20÷35% większa niż szwu z nitami zwykłymi wykonanymi z porównywalnego rodzaju materiału. Jest to spowodowane większą jednostkową masą nita oraz zwykle większą liczbą nitów zakuwanych jednostronnie niż nitów zwykłych dla takiego samego połączenia.

— Opór aerodynamiczny szwu z nitami zakuwanymi jednostronnie jest o ok. 15÷25% większy niż szwu z nitami zwykłymi. Można jednakże uzyskać połączenia o porównywalnym oporze aerodynamicznym. Zdarza się, że przy wysokiej jakości nitach z dostępem jednostronnym opór aerodynamiczny szwu jest nawet mniejszy niż szwu z nitami zwykłymi (wynika to z braku wtórnych odkształceń łączonych blach oraz węższych tolerancji wymiarowych łbów nitów z dostępem jednostronnym, zwłaszcza nitów z łbem krytym). Kryterium to jest istotne jedynie dla połączeń blach zewnętrznych obrysu struktury, np. skrzydła.

— Szczelność połączenia (szwu) z nitami zakuwanymi jednostronnie jest przeciętnie o ok. 50÷60% mniejsza niż szwu z nitami zwykłymi (spotyka się jednak bardzo duże odchyłki w obydwie strony). Wywołane jest to faktem, że zwykle w nitach z dostępem jednostronnym rdzeń ulega bardzo niewielkiemu spęczeniu; możliwa jest także nieszczelność przez nit.

— Odporność korozyjna jest ściśle związana ze szczelnością (zwłaszcza w samolotach rolniczych) i kształtuje się podobnie dla nitów z dostępem jedno- i dwustronnym jak szczelność połączenia. W niektórych rodzajach nitów stosuje się specjalną obróbkę powierzchni zewnętrznych nitów (kadmowanie, powlekanie teflonem itp.).

● Wymagania technologiczno-ekonomiczne:

— Obszar zastosowania metody. Możliwości zastosowania nitowania z dostępem jednostronnym są zdecydowanie (oceniono je na ok. 50% przeciętnie) większe niż nitowania z dostępem dwustronnym. Przy podobnych lub lepszych cechach konstrukcyjno-wytrzymałościowych umożliwiają one wykonanie połączeń niemożliwych do wykonania tradycyjnymi metodami, np. nitowanie płyt wielowarstwowych (płyty z wypełniaczem „gofrowym”), naprawcze działania przy płytach z wypełniaczem komórkowym [6], mało obciążonych, a ukrytych instalacji pomocniczych, połączeń pokrycia z żebrami w części spływowej, wszelkie owiewki itp.

— Możliwość i efektywność kontroli jakości. W przypadku konstrukcji nitowanych z dostępem jednostronnym zdecydowanie (oceniono na ok. 50%) utrudniona jest procedura KJ i jej efektywność. Połączenia tego typu wymagają: kontroli w procesie realizacji połączenia, kontroli wymiarów i formy zakuwek nitów po ich założeniu. Kontrola jakości tych połączeń to: kontrola długości nita, kontrola zakuwki, kontrola jakości powierzchni zewnętrznej, kontrola wytrzymałości utwardzenia rdzenia (na wybiecie rdzenia z tulejki nita).

Uwaga: niektóre procedury kontrolne są uproszczone ze względu na powtarzalność wyników gwarantowanych przez producenta.

— Możliwość automatyzacji procesu nitowania [4] w przypadku nitów z dostępem jednostronnym jest porównywalna lub nieco większa niż w przypadku

nitów zwykłych. Jednakże ze względu na perspektywiczne możliwości oraz bardzo proste ruchy kształtowania przyjęto o ok. 50% (przeciętnie) większą możliwość automatyzacji dla nitów zakuwanych jednostronnie.

— Wydajność czasowa nitowania z dostępem jednostronnym jest zwykle zdecydowanie większa (przyjęto, że ok. 50% średnio) niż dla nitowania klasycznego. Wynika to z bardzo prostych ruchów kształtowania, z większej wydajności narzędzi (do ok. 30 nitów na min) i mniejszej liczby robotników (brak robotnika pracującego z tzw. podtrzymką) oraz łatwego dostępu.

— Pracochłonność zakucia (bez wliczania obróbki otworu). Wg [2] pracochłonność (rozumiana jako praca ludzka) jest znacznie, bo kilkakrotnie (średnio) mniejsza niż dla nitów zwykłych.

— Koszt nitów — wg [2] koszt nitów z dostępem jednostronnym jest 3÷4-krotnie wyższy niż zwykłych (bez uwzględnienia: przeliczeń dewizowych z powodu braku polskich nitów tego typu oraz danych dotyczących tzw. kosztów dodatkowych, tj. pośrednictwa przy zakupie nitów).

— Ogólny koszt wykonania szwu — wg [2] ogólny koszt wykonania szwu jest dla nitów z dostępem jednostronnym o ok. 80% przeciętnie wyższy niż dla nitów zwykłych. Jest to wynik mniejszej pracochłonności zakucia, większej wydajności, ale większego kosztu nitów, narzędzi, kontroli jakości.

● Oddziaływanie procesu na otoczenie

Oddziaływanie procesu na otoczenie jest dla nitowania z dostępem jednostronnym znacznie mniejsze i mniej uciążliwe niż dla nitowania klasycznego. Warunki bhp są zdecydowanie bardziej komfortowe: znikomy poziom hałasu, mniejsze siły docisku, brak wibracji itp. Łącznie wpływ ten oceniono (przeciętnie) na ok. 3-krotnie mniejszy dla nitowania z dostępem jednostronnym niż dla nitowania klasycznego. Należy zaznaczyć, że ocena ta jest w znacznej części umowna z powodu trudności obiektywnego oszacowania ilościowego.

● Oddziaływanie otoczenia na proces

Oddziaływanie otoczenia na proces nitowania dla nitowania z dostępem jednostronnym jest zdecydowanie mniejsze (oszacowano je na ok. 3÷3,5-krotnie mniejsze) niż dla nitowania klasycznego. Wynika to z wielu względów m.in. z:

- małego wpływu czynnika ludzkiego,
- mniejszego wpływu temperatury i wibracji w otoczeniu na jakość wykonanego szwu.

● Inne

Żużycie energii przy nitowaniu jednostronnym jest mniejsze i bardziej powtarzalne niż dla nitowania klasycznego. Wynika to m.in. z:

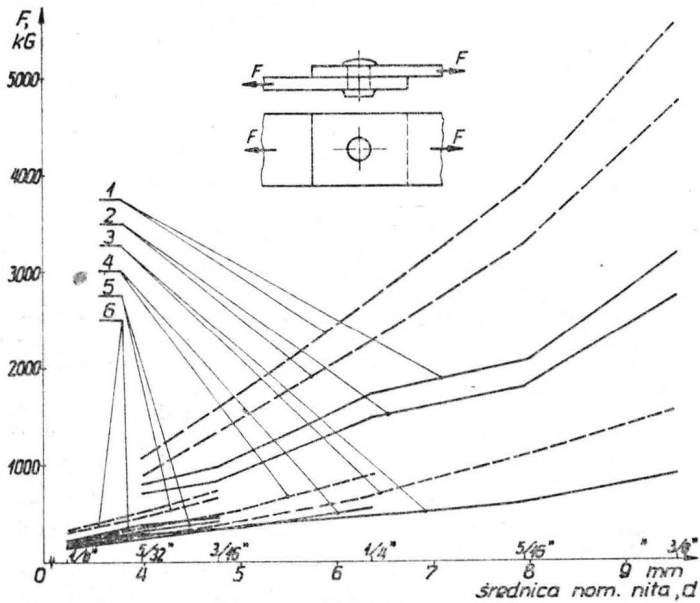
- mniejszego wpływu czynnika ludzkiego,
- lepszej sprawności energetycznej narzędzi typu prasa hydropneumatyczna niż młotek do nitowania udarowego,
- praca bezpośrednia zakucia statycznego jednego nita (z dostępem jednostronnym) jest jednak większa niż praca zakucia udarowego jednego nita (nity klasyczne) z powodu: różnych rodzajów materiałów, różnych charakterów procesu zakuwania i konieczności uwzględnienia strat tarcia wewnętrznego. Jest to ogólna prawidłowość słuszna dla nitów o budowie złożonej (jak nity z dostępem jednostronnym).

Ujęcie ilościowe ww. uwarunkowań jest jednak w znacznym stopniu utrudnione i dlatego ocena ma charakter umowny.

Wnioski z analizy

Z przedstawionej analizy i jej wyników (patrz tabela punktowa) wynika ogólnie celowość i wyższość metody ni-

towania z dostępem jednostronnym dla słabo obciążonych struktur duralowych (tj. połączeń typu pokrycie-szkielek) w stosunku do metody tradycyjnej — nitowania udarowego z dostępem dwustronnym.



Rys. 17. Porównanie właściwości wytrzymałościowych nitów z dostępem jedno- i dwustronnym: A — rodzaje nitów: 1 — Huck 100-T Alloy Steel, 2 — Huck B-100EU CRES, 3 — nit zwykły (Al) zakuwany z dostępem dwustronnym, 4 — Wiredraw Cherrylock (Al), 5 — CherryMAX (Al), 6 — CherryMAX (Monel); B — linia ciągła — wytrzymałość na ścinanie połączenia o określonej grubości blach, linia przerywana — teoretyczna (maks. możliwa) wytrzymałość na ścinanie nita, C — łączone blachy — dural 2024 T3 (PA7N), D — przyjęto jako typowe następujące grubości łączonych blach dla poszczególnych średnic nitów; średnica nita: cale: 3/32, 1/8, 5/32, 3/16, 1/4, 5/16, 3/8, mm: 2,381, 3,175, 3,969, 4,763, 6,35, 7,938, 9,525; i odpowiednio grubości łączonych blach: cale: 2/32, 2/32, 3/32, 3/32, 4/32, 4/32, 5/32; mm: 1,6, 1,6, 2,362, 2,362, 3,175, 3,175, 3,962

Nitowanie z dostępem jednostronnym pozwala na zmianę „filozofii” konstruowania struktur duralowych słabo obciążonych z powodu jakościowych udogodnień technologicznych. Przeprowadzona analiza potwierdziła przydatność nitowania z dostępem jednostronnym w jeszcze większym stopniu, gdyby zamiast posługiwania się przeciętnymi danymi dla nitów z dostępem jednostronnym opierać się na danych typowych dla najlepszych rodzajów nitów jednostronnych dobranych dla danej struktury modelowej.

Analiza porównawcza różnych rodzajów nitów z dostępem jednostronnym i wykonanych nimi połączeń

Porównanie to obejmuje głównie dane wytrzymałościowe (pod względem ilościowym) oraz dane technologiczno-użytkowe (pod względem bardziej jakościowym, gdyż występują trudności ujęcia ilościowego — z braku niektórych danych).

● Porównanie właściwości wytrzymałościowych

Porównanie to pozwala na precyzyjne określenie przydatności danego rodzaju nitów w strukturze modelowej, tj.:

— określenie poziomu naprężeń i sił dopuszczalnych ze względu na ściskanie i odrywanie (rozciąganie);

— określenie możliwości zastąpienia nitów zwykłych przez dany rodzaj nitów i zasady tej zamiany (tj. zamiana ekwiwalentna lub nadmiarowa w stosunku do liczby nitów zwykłych). Porównanie to jest szczegółowo pokazane na rys. 17 i 18. Dane zaczerpnięto z [7, 8, 9, 10, 12].

● Porównanie właściwości technologiczno-użytkowych

Łatwość zakucia nitów, pewność wykonania połączenia o zadanych (gwarantowanych przez producenta) właściwościach przy minimalnym zakresie KJ jest mocną cechą pozytywną nitów typu CherryMAX i Bulbed Cherrylock.

Nity typu Huck Blind Bolt i Unimatic wymagają drogiego i trudno dostępnego wyposażenia pomocniczego (wiertła, sprawdziany, narzędzia), natomiast mają bardzo dobre właściwości wytrzymałościowe dla konstrukcji bardzo wysoko obciążonych. Znajdują szczególnie zastosowanie w konstrukcjach wojskowych i kosmicznych. Mają one dość słabe zabezpieczenie antykorozyjne i słabą szczelność (zwłaszcza nity wykonane ze stopów Al).

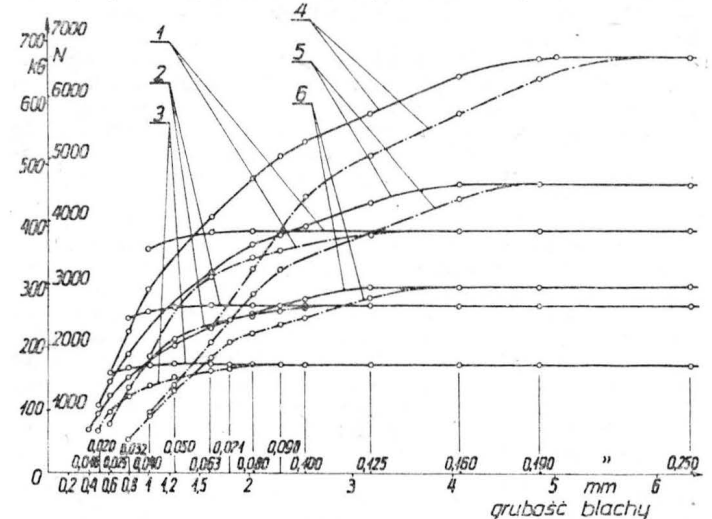
Nity typu Choberta oraz nity rurkowe i wybuchowe mają znaczenie raczej historyczne i nadają się do ustalania

elementów niż do ich konstrukcyjnego łączenia (bardzo słabe właściwości wytrzymałościowe, bardzo słaba odporność korozyjna i szczelność).

Nity typu Visu-Lok mają bardzo dobre właściwości ze względu na wytrzymałość zmęczeniową, natomiast nie dają pewności uzyskania w pełni wytrzymałego połączenia w 100% połączeń. Narzędzia stosowane do nitów Visu-Lok mają dość małą wydajność (znacznie mniejszą niż narzędzia do nitów typu CherryMAX, Cherrylock, Huck Blind Bolt i Unimatic). Ze względu na opór aerodynamiczny (gładkość szwu, małe odkształcenia blach) najkorzystniejsze są zdecydowanie nity typu CherryMAX. W porównaniu należy uwzględnić jeszcze jedną (może najważniejszą) właściwość użytkową: dostosowanie do systemu metrycznego (większość nitów jest dostosowana jedynie do systemu anglosaskiego — calowego).

Kryterium to szczególnie wyróżnia nity typu CherryMAX (spośród nitów o znaczeniu konstrukcyjnym, a nie „historycznym”). Mogą one być wykonywane (na zamówienia) w wymiarach dostosowanych do systemu metrycznego (także oprzyrządowanie pomocnicze: specjalne wiertła, sprawdziany itp.). Najbardziej rozpowszechnionymi nitami (i w związku z tym najłatwiej dostępnymi, także ze względu na narzędzia do nitowania) są nity firmy Cherry Fasteners. Nity tej firmy mają także najszerszy zakres zastosowań z punktu widzenia łączonych struktur ze względu na różne rodzaje wytwarzanych łbów nitów (dostosowanych do struktur zwykłych ze względu na grubość blachy, do struktur z wypełniaczem komórkowym i do bardzo cienkich blach pokrycia).

F, wytrzymałość połączenia nitowego (na 1 nit, pojedyncze ścinanie)



Rys. 18. Porównanie właściwości wytrzymałościowych nitów typu CherryMAX i nitów zwykłych (zakuwanych z dostępem dwustronnym): A — nity CherryMAX (Al), do nitowania jednostronnego — krzywe 4, 5, 6, linia ciągła — nity z łbem wypukłym, linia przerywana — nity z łbem krytym, B — nity zwykłe (do nitowania dwustronnego) — krzywe 1, 2, 3, linia ciągła — nity z łbem wypukłym, linia przerywana — nity z łbem krytym; średn. nom. 3/16", 5/32", 1/8", tj. ok. 4,763, 3,969, 3,175 mm; łączone blachy: 2025 T3 Alclod Aluminium; kółka na krzywych oznaczają produkowane rozmiary nitów CherryMAX

LITERATURA

1. J. W. FISCHER, J. H. A. STRUIK: Guide to Design Criteria for Bolted and Riveted Joints. New York, 1974.
2. W. P. GRIGORJEW: Sbornik klepanych agregatów samolotów i wiertoletołów. Moskwa, 1975.
3. GWINTOWKIN, STOJANIENKO. Sprawocznik po remoncie lotalnych aparatów. Moskwa, Transport, 1977.
4. V. H. LAUGHNER, A. D. HARGAN: Handbook of Fastening and Joining of Metal Parts. New York, 1956, Mc Graw-Hill Co.
5. Zbiór norm lotniczych NAS 1738, NAS 1739, NAS 1740. Tłum. w WSK PZL-Mielec, 1978 r.
6. Journal of Aircraft. No 7, 1981.
7. „Cherry Fasteners”. Cherry Fasteners. Townsend Division of Textron Inc., Santa Ana, 1978.
8. „Cherry Lock. Locked Spindle Rivets and Tools”. Cherry Fasteners, Townsend Division of Textron Inc., Santa Ana, 1978.
9. „Cherry Fasteners”. Cherry Fasteners, Townsend Division of Textron Inc., Santa Ana, 1978.
10. „The Huck Blind Bolt. Aerospace Fastening Systems”. Huck Manufacturing Company. Los Angeles, 1979.
11. „Rivet and Method of Riveting. US Patent No 3148578”. United States Patent Office, 1964.
12. „Unimatic — rivet aveugle pose en simple action”. Huck Manufacturing Company. Los Angeles, 1979.
13. „Visu-Lok. Blind Fastening System”. Monogram/Aerospace Fasteners. Los Angeles, 1979.

EO/477/K/84

PZL-Rzeszów w okresie okupacji hitlerowskiej

Dr PIOTR MATUSAK

Państwowe Zakłady Lotnicze — Wytwórnia Silników Nr 2 w Rzeszowie nie zostały zniszczone w czasie wojny 1939 r., natomiast zostały przejęte przez Wehrmacht i włączone do Rüstungsinspektion (inspekcji zbrojeniowej Generalnego Gubernatorstwa). Zakłady uruchomiono w październiku 1939 r., a wiosną 1940 r. podzielono między Flugmotorenwerke Reichshof GmbH produkujące części do silników Daimler Benz (od 1944 r. Zakłady Wschodnie „Debag” włączone do firmy lotniczej Ernst Henschel z Kassel) i Daimler Benz ze Stuttgartu (wydziały hamowni i zakłady naprawcze motorów dla lotnictwa na froncie wschodnim). Dyrektorem Zakładów został inż. Werner Ramstedt. Zatrudniały one w grudniu 1941 r. 2000 robotników (w tym 200 Niemców), w styczniu 1943 r. — 3325 robotników (w tym 2450 Polaków, 150 Niemców, 500 Żydów), w styczniu 1944 r. — 3877 (w tym 463 Żydów, 459 junaków, 145 Niemców, 37 foksdojców, 21 własowców), a w marcu 1944 r. — 4410 robotników (w tym 3300 Polaków, 480 Niemców, 340 Żydów, 190 jeńców radzieckich i 70 własowców). W Zakładach uruchomiono produkcję części i podzespołów silników DB 605 (ok. 30%), DB 600, DB 601 oraz ich remonty z wyjątkiem kapitalnych (tj. wały, kratery, tłoki, zawory). Stopniowo wprowadzono do produkcji w Zakładzie coraz więcej części DB 605 (cylindry, korbowody, bloki cylindrowe, sprężnia i in.). Zakłady wysyłały 50% części do Zakładów Daimler Benz w Stuttgarcie, 20% do ich filii w Genshagen, 20% do Wytwórni Henschel w Kassel, a 10% rozdzielano do lotniczych warsztatów naprawczych na terenie Generalnego Gubernatorstwa. Zapotrzebowanie na części do silników lotniczych stale rosło wskutek zużycia i strat frontowych, np. w styczniu 1944 r. OKL (Oberkommando der Luftfahrt — dowództwo lotnictwa) zażądało od przemysłu lotniczego części zamiennych do naprawy ogółem 6900 silników różnych typów, z czego przemysł był w stanie wykonać 3900. Dużą część tego zamówienia przypadła do wykonania PZL-Rzeszów [1]. Wg programów 30% części silników przeznaczano na remonty. Wzrost wykorzystania Zakładów ilustruje wzrost wartości ich produkcji (tabl. 1).

W Rzeszowie rozbudowywano więc bazę remontową. Jeszcze w marcu 1942 r. remontowano tu 8 silników tygodniowo, a więc 32 miesięcznie. W ciągu trzech miesięcy nastąpił wzrost niemal o 200%, a w październiku 1942 r. wyremontowano 120 (z tego 9 wybrakowano). Intensyfikacja obejmowała również działy produkcji części, np. do 1 lutego 1942 r. PZL-Rzeszów wyprodukowały: 440 karburatorów, 4600 tulei cylindrowych, 3174 koła zębate, 183 komory napędu [2]. W okresie 1-28.VII.1942 r. wyprodukowano 25 rodzajów podzespołów silników DB 600 i 601 (kół zębatych, korpusów, korbowodów, pomp, wirników rur ssących itp.) w ilościach 70-170 szt., zaś tuleje cylindrowych 295 [3]. Ponadto wyremontowano 58 silników DB, a 16 odesłano do remontu kapitalnego. W maju wyremontowano 80 silników i 7 odesłano do remontu kapitalnego.

W Zakładzie powszechnie stosowano sabotaż pracy; w meldunku AK z 1942 r. czytamy „...w roku bieżącym nie osiągnięto więcej niż 40% produkcji roku 1941. Zwłaszcza we wrześniu zaznaczył się duży spadek”... [4]. Największy sa-

botaż miał miejsce przy wykonywaniu części silników, a zwłaszcza bloków cylindrowych, np. w grudniu 1943 r. wybrakowano 200 szt., a 300 szt. zwrócono do poprawki, zaś w marcu 1944 r. wybrakowano 230, a w kwietniu i maju 1944 r., w wyniku zastosowania złych sprawdzianów, wybrakowano 500 bloków cylindrowych. Braki te polska załoga zrzucała na niefachowość majstrów niemieckich.

Plan produkcji Zakładu na 1943 r. zakładał produkcję 708 części silników DB 600 i 601. Na 154 części, które miały być wykonane, zakład nie miał materiału (stali stopowych, konstrukcyjnych, manganowych, chromowo-wanadowych i węglowych, zupełny brak brązu, odlewów elektronowych, duralu), brakowało także 196 pozycji, które dostarczali poddostawcy — co łącznie stanowiło 50% planu. Miesięczne zapotrzebowanie na stal stopową wynosiło 60 t, duraluminium 120 t, odlewy elektronowe 7 t, benzynę 300 t. Silnik lotniczy składał się bowiem w 50% ze stali, 40% metali lekkich, 6% metali nieżelaznych, 3% różnych metali, 1% niemetali.

Sabotaż zorganizowanego ruchu oporu wykorzystywał braki surowcowe i organizacyjne Zakładu. Przyjął on znaczne rozmiary i różnorodne formy. Straty, jakie w 1941 r. poniósł okupant wynosiły 1 600 000 zł, zaś zysk w 1942 r. wyniósł zaledwie 270 000 zł.

Część robotników polskich była zorganizowana w GL, AK lub innych organizacjach masowo prowadzących sabotaż. Min. Józef Pięta z AK w czasie kolportażu ulotek został schwytany przez Niemca Merynga i pobity. Rozbroił wówczas strażnika i z grupą sabotażową uciekł z Zakładu do oddziału BCH Pietrzyka. Oddział AK „Wedeta” w 1942 r. zabrał z Zakładu sprzęt i drukarnię. W raporcie komisarza ZWZ z grudnia 1941 r. czytamy: „...Z produkcji znaczne ilości są przez kontrolę wybrakowywane i wracają do poprawek lub na szmelc”... [5]. Stan ten potwierdzają następne raporty, np. w raporcie AK z maja 1943 r. czytamy: „... Na terenie zakładu oraz w okolicy Rzeszowa wmożona akcja komunistyczna. W zakładzie rozrzucono ulotki. Aresztowano 2 ludzi, a 4 uciekło. Inne organizacje pracują na terenie zakładu. W zakładzie brak systematyczności i porządku. Dużo części wykonywanych w 1941, 1942, a nawet w 1943 r. zginęło. Ilości te dochodzą niekiedy tysięcy sztuk... Niemcy często anulują wykonanie części, a po tym je znowu zamawiają”... O rozmiarach sabotażu polegającego na wynoszeniu z Zakładu narzędzi, usuwaniu z nich cech Zakładu i ponownym sprzedawaniu ich Zakładowi jako pochodzących z ZSRR, raport ten donosił: „...Masowe kradzieże narzędzi wywołują ciągłe przerwy w produkcji. Narzędzia w dużych ilościach kupuje się na rynku, są one w 80% pochodzenia fabrycznego. Akcja sabotażowa sprowadza się do oddawania każdej decyzji Niemcom”... [6]. Sabotaż w narzędziowni prowadzili m.in. Bronisław Bednarski, Adam Olbromski, Zygmunt Doliński, Jan Pacześniak, Mieczysław Jacyków.

Mieczysław Jacyków, szlifierz w narzędziowni, pisze: „...W 1942 r. brać, działając w ramach organizacji podziemnej wtajemniczył mnie, że wraz z innymi dokonują sabotaży, a uczestniczą w tym m.in. Zieliński Marian, Kińczyk Wacław, Ujma Edward, Wacławiak, Lech Tadeusz, że są potworzone także małe grupy i że podobnie pracują w narzędziowni wymieniając Cyrana Edwarda, braci Florczykiewiczów, Kończykowskiego i że gdybym coś podobnego robił, należy bardzo uważać, aby nie dać się przyłapać. Będąc już zorientowany o celu szkodliwej działalności na rzecz Niemców, czym można i jak, zacząłem na swym odcinku pracę wykonywać celowo źle. Pracowałem na szlifierce do zgrubnej obróbki noży, które zagrzewałem doprowadzając do zmiękczenia. Nie należałem wówczas do żadnej organizacji, ale wiedziałem z kogo brać przykład, i co można robić. O tym się nie mówiło, ale ogólnie działało. Tak trwał do marca 1943 r.” [7]. Wskutek dekonspiracji bracia Jacykowie, Cyranowie przeszli do partyzantki. W 1943 r. Gestapo wykryło i aresztowało siatkę wynoszącą narzędzia. W odwet rozstrzelało kilku robotników.

Inną akcją sabotażową było szybsze niż wyznaczały to normy zużycie narzędzi wg obliczeń dyrekcji. Z kart narzę-

TABLICA 1. Wzrost wartości produkcji PZL-Rzeszów w latach 1940-1943

Wyszególnienie	1940 r.	1941 r.	1942 r.	1943 r.
Wartość wykonywanych części (w RM)	853 000	1 800 000	10 700 000	43 000 000
Wartość wykonywanych przyrządów	141 000	675 000	560 000	bd

Źródła: AWIH, III/28/6, k. 460, 498

dzi wynikało, że rocznie każdy robotnik niszczy narzędzia za 350 zł. np. 20.II.1944 r. zniszczono 450 kosztownych noży tokarskich. W 1942 r. na produkcję narzędzi zużyto 700 000 h, w tym 30% narzędzi wysłano do Rzeszy, a w 1943 r. — 940 000 h, 20% narzędzi wysłano do Rzeszy.

TABLICA 2. Sabotaż w PZL-Rzeszów w latach 1941-1943 przy produkcji silników

Rok	Liczba godzin pracy wynikająca ze stanu zatrudnienia	Liczba godzin faktycznie osiągnięta	Procent osiągniętego czasu pracy
1941	57 300	21 558	37
1942	78 550	48 882	62
1943	125 200	90 765	72

Źródło: Lieterung in Stunden pro Tag, Flugmotorwerk Reichshof GmbH, CA KC PZPR, 203 III/18

Kolejna forma sabotażu polegała na zmuszaniu Niemców do decyzji w każdej najdrobniejszej sprawie. Odciągało to ich od spraw zasadniczych, tj. produkcji, kontroli, konstrukcji, stwarzało tym samym większe możliwości sabotażu. Wykorzystywano szeroko niefachowość i zarozumiałość Niemców, którym podsuwano dane do podjęcia błędnych decyzji. Np. kierownikiem kontroli ostatecznej był Keuchen, z zawodu fryzjer, co wykorzystywali polscy brakarze do kwalifikowania dobrych materiałów jako braki i w ten sposób obniżali poziom produkcji. Podobnie polscy pracownicy Biura Narzędziowni wykorzystywali niefachowość nadzorujących ich Niemców, w ten sposób, że opracowywali rysunki techniczne i dawali do produkcji robotnikom części nie związane z produkcją Zakładu, np. części młynka do mielenia zboża, który był poszukiwany na rynku przez robotników.

Masowy charakter przyjęła także tzw. „fuszerka” — lewa produkcja np. zapalniczek (zużywali czas, surowiec, maszyny). Z metali reglamentowanych, tj. chromoniklu, brązu, produkowano małe znaczki z symbolem PZL — lejącym żurawiem. Znakiem tym demonstrowano polskość. Niemcy zakazali noszenia odznak Zakładu, zaczęto wówczas masowo produkować pierścionki i broszki z symbolami polskości, a także nawet metalowe szachy.

Powodowanie chosu, sabotaż w produkcji (maskowany brakami materiałów), powolna praca, wynoszenie narzędzi i części, wpływanie na podejmowanie przez Niemców błędnych decyzji technicznych, ekonomicznych, organizacyjnych było ważną formą działalności sabotażowej polskiego ruchu oporu. Wpływało to w sposób ewidentny na niską wydajność fabryki. Sabotaż ten maskowano brakiem narzędzi, uchwytów, materiałów. Ponadto polski ruch oporu inspirował kłótnie między Niemcami. Potępiał usprawniających produkcję polskich majstrów (gdy np. technik skonstruował przyrządy do produkcji kół zębatach i odciażył tym obrabiarkę). W wyniku tej działalności wśród załogi panowała atmosfera oporu, o której w raporcie komisarza AK czytamy „Warunki pracy złe, podejrzliwość, silny ucisk, nieufność”... [8]. Należy zaznaczyć, iż okupant szukał wyjścia w zwiększeniu przydziałów żywności za podniesienie wydajności pracy. Mianował 12 polskich pracowników reprezentacją polskiej załogi, tzw. polnische Sprecher, z którą prowadził rozmowy nt. podniesienia wydajności. Był to chwyt propagandowy, który nie miał żadnego praktycznego znaczenia. W Zakładzie zorganizowano szkołę przyzakładową, której kierownikiem był Papke. Miała ona dostarczyć wykwalifikowanych robotników i podnieść jakość produkcji. Dla szkoły tej wydrukowano tłumaczenia niemieckich podręczników, np. „Ślusarz”. 18.III.1944 r. do Zakładu przybył gubernator Frank usiłując poprawić nastroje Niemców w Zakładzie i dodać im otuchy w walce z ruchem oporu.

Powszechny charakter przyjął zwłaszcza sabotaż pracy — absencja i powolna praca, które powodowały wydłużenie

TABLICA 3. Produkcja części silników lotniczych w latach 1941-1943

Rok	Kalkulacja godzin produkcyjnych			Równowartość produkcji w liczbie silników DB 1000 KM			
	teoretyczne	osiągnięte	stracone	teoretyczna	osiągnięta	stracona	% strat
1941	1 554 000	529 000	1 025 000	520	180	340	65
1942	1 985 000	1 229 500	755 000	670	400	270	40
1943	2 984 000	2 338 500	656 000	1000	780	220	22
Razem	6 523 000	4 297 000	2 436 000	2190	1360	830	38

Źródło: CA KC PZPR 203, III/18

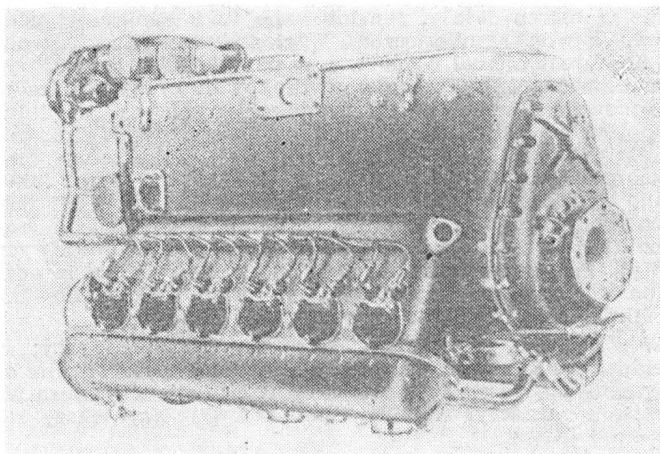
czasu obróbki części i montażu podzespołów (np. liczba roboczogodzin w marcu 1944 r. zmalała w porównaniu z lutym z 250 000 do 150 000), zawyżano również zużycie surowców reglamentowanych, których było brak, niszczone je i zwiększono odpady (tabl. 2 i 3).

Jak wynika z tabl. 2, teoretyczna wydajność wzrastała co roku, co należy tłumaczyć zwiększonym zatrudnieniem, nadzorem okupanta, sprowadzaniem specjalistów i majstrów niemieckich, wzrostem terroru wobec polskich robotników, a także częściowo przydziałami żywności; np. w styczniu 1944 r. osiągnięto nieznaczny wzrost produkcji w porównaniu z grudniem 1943 r. Wynikło to z całkowitego zatrzymanie produkcji bloków cylindrowych (do poprawy braków) oraz niemożliwości produkcji części łatwiejszych ze względu na brak stali narzędziowej, zaś używanie zastępczej z reguły było wykorzystane do maskowania sabotażu. Następowywały spadki faktycznej wydajności mimo wzrostu zatrudnienia, np. w lutym 1941 r., sierpniu 1942 r., grudniu 1942 r., styczniu 1943 r., październiku, listopadzie, grudniu 1943 r. i styczniu 1944 r.

Niska wydajność Zakładu, mimo 10-godzinnego dnia pracy, wynikała zwłaszcza z masowej akcji sabotażu pracy i dużej nieobecności, np. stosowano fałszywe karty robocze, w wyniku czego oszukiwano Niemców, uzyskując wyższe wynagrodzenie, co nie miało pokrycia w produkcji. Prowadzono również masową akcją obniżania wydajności pracy (jak „żółw”) oraz wykorzystywano każdy pretekst do spowodowania przerwy w pracy i produkcji oraz wykonywania „fuszerki”.

Sabotaż był szeroko stosowany przez cały okres okupacji, m.in. w jednym z raportów komisarza AK z początku 1944 r. czytamy „...stosowanie materiałów zastępczych do innych będących już zastępczymi, doprowadziło do dużej ilości braków w śrubach korbowodowych. Robiono indywidualne analizy na nikiel każdej śruby... Opóźnienia w produkcji, z powodu braku narzędzi oraz zabrakowanych części. Ilość braków dochodzi niekiedy do 80%... Wolny rynek dostarcza narzędzi przeważnie pochodzenia fabrycznego... Rygory — zwalnianie tylko na mocy zaświadczenia lekarskiego. Opuszczanie pracy powoduje wstrzymanie deputatów. Jest to stan zaostrożony. Z drugiej jednak strony stosują zachętę w postaci dodatkowych deputatów za pilną pracę. Wśród pracowników panuje zniechęcenie i praca ma charakter wykonywanej pod przymusem...” [9].

Istotny wpływ na opóźnienie w produkcji miała dywersja oddziałów polskiego ruchu oporu poza Zakładem, związana ściśle z sabotażem w fabryce. Czytamy o tym w jednym z raportów komisarza AK: „...3.06.(1943) uległa zniszczeniu podstacja znajdująca się w pobliżu Rzeszowa. Pewną ilość osób rozstrzelano w okolicy. Dnia 28.05.(1943) zaarrestowano



Rys. 12-cylindrowy silnik tłokowy Daimler-Benz DB 600 produkowany podczas okupacji w PZL-Rzeszów

szereg osób — pracowników polskich na terenie fabryki..." [9]. Rozstrzelano wówczas 9 robotników.

Formą sabotażu była pomoc zatrudnionym w Zakładzie Żydom, którym dostarczano żywności i fałszywych dokumentów oraz organizowano ucieczki z obozu zakładowego.

Do zwalczania sabotażu w Zakładzie zaangażowano cały aparat administracyjno-policyjny na terenie Zakładu. Dyrektor Berger szykanował i wyzywał robotników. Gestapowiec Lehmann chodził w Zakładzie z psem i aresztował robotników za każdy przejaw sabotażu i powolnej pracy. Komendant Werkschutzu Huck dokonywał ścisłej kontroli osobistej robotników w bramie. Publiczną karę chłosty na podwórzu za budynkiem administracyjnym wymierzał by-kowcem kierownik wydziału personalnego Hackel i jego zastępca Rahmig. Na wydziałach zaś bili robotników majstrów niemieccy. Kierownik kontroli ostatecznej Keuchen bił robotników kablem w schronie pod halą fabryczną.

Inną formą terroru było masowe wysyłanie opornych robotników na roboty do Rzeszy, np. zastępcą kierownika Wydziału Obróbki Mechanicznej Flak skierował tam 15 robotników. Ponadto każdego, kogo złapano na najmniejszych nawet przekroczeniach regulaminu wysyłano do obozów w Szebniach i Pustkowie. Na terenie Zakładu dokonano egzekucji m.in. 2, a następnie 6 robotników (Żydów). Rozstrzelano ponadto inż. inż.: Tadeusza Urbana, Kochańskiego (spoliczkowany przez niemieckiego majstra — oddał mu policzek), Kowalczyka, robotników m.in.: Kluża, Oltuska, Pisule, Pasternaka. 1.VI.1943 r. oddział ruchu opo-

ru zaatakował jeden z obiektów Zakładu zakłócając produkcję. W odwet 8.VI.1943 r. okupant spacyfikował wieś Zwiężczyca obok Zakładu — rozstrzelano 19 osób, w tym 9 robotników Zakładu.

W czasie wycofywania się Niemców planowano przeniesienie Zakładu do betonowego tunelu pod Żarnowską Górę w Strzyżowie. Polacy utrudniali te przygotowania sabotażem zarządzenia okupanta w tej kwestii. Ofensywa radziecka zaskoczyła Niemców. Zdołali oni jednak mimo sabotażu wywieźć część stanu posiadania Zakładu. Planowano jego ewakuację do Zakładów Tohnetu w Radomsku, a część do tunelu w Stępinie, gdzie obrabiarki miały pracować na odkrytym polu, umieszczone na platformach kolejowych, a w przypadku nalotu miały wjeżdżać do tunelu. Ogółem wywieziono do Kassel 455 obrabiarek i część urządzeń do obróbki cieplnej [11].

LITERATURA

1. CA KC PZPR, 203 III/12 s. 407
2. CA KC PZPR, 203 III/10, s. 183
3. CA KC PZPR, 203 III/10, s. 289+290
4. CA KC PZPR, 203 III/16, s. 13
5. CA KC PZPR, 203 III/17, s. 188
6. AWIH, III/28/6, k. 496
7. Relacja Mieczysława Jacykowa (zbiory Koła KBW ZBoWiD w PZL-Rzeszów)
8. AWIH, III/28/6, k. 496
9. AWIH, III/28/6, s. 461
10. Relacja Bronisława Bednarskiego (zbiory Koła KBW ZBoWiD w PZL-Rzeszów)
11. J. MAREK: WSK PZL-Rzeszów, *Profilę*, 1974, nr 1

CONTENTS

JANUS B.: Standing of the pilot's profession in Poland and the way to acquire it. *TLiA*, vol. XXXIX, 1984, No. 8, p. 5

The method (system) of training civilian pilots in Poland has been considered and comments and proposals for the future have been given.

MICHAŁEK J.: Engines for supersonic passenger aircraft of the second generation (I). *TLiA*, vol. XXXIX, 1984, No. 8, p. 7

Problems connected with development of propulsion units for supersonic passenger aircraft of the future have been discussed. Part I of this article comprises general assumptions for constructions of engines for such applications and discusses possibilities to meet the requirements regarding noise and exhaust emissions.

STAFIEJ W.: Analysis of glider mass distribution. *TLiA*, vol. XXXIX, 1984, No. 8, p. 11

The problem of glider mass balance has been discussed from the designer's point of view. Some data and practical instructions have been given as examples.

MARCISZEL J.: Doppler radar — a review of the most common designs. *TLiA*, vol. XXXIX, 1984, No. 8, p. 20

Basic problems connected with the Doppler radars are discussed in this article. A review of the designs from the point of view of the number of antenna beams and the type of signal emitted, is presented.

MYCEK S.: Electrolytic oxidation (anodizing) of titanium alloys. *TLiA*, vol. XXXIX, 1984, No. 8, p. 25

The system of making protective coating on surfaces of components made from titanium employed at WSK PZL-Mielec, has been presented.

MIZERA Z.: Review of blind rivets and blind riveting techniques (II). *TLiA*, vol. XXXIX, 1984, No. 8, p. 26

Comparison between blind and standard rivets has been made in part II of this article.

MATUSAK P.: The PZL-Rzeszów factory during the Nazi occupation. *TLiA*, vol. XXXIX, 1984, No. 8, p. 29

The scope and methods of delaying production of aircraft engines at the PZL-Rzeszów factory during the Nazi occupation in the years 1940-1944 as well as forms of the resistance and the invader's repressions have been described.

ZUSAMMENFASSUNGEN

JANUS B.: Berufssehen des Piloten in Polen und die dazu führenden Methoden. *TLiA*, XXXIX Jhrg., 1984, H. 8, S. 5

Aus der durchgeführten Analyse der Schulungsmethode von Zivildiplomaten ergeben sich entsprechende Bemerkungen und Vorschläge für die Zukunft.

MICHAŁEK J.: Überschallmotoren für Passagierflugzeuge der zweiten Generation (I). *TLiA*, XXXIX Jhrg., 1984, H. 8, S. 7

In dem Aufsatz werden die mit der Entwicklung der Antriebe für die zukünftigen Überschall-Passagierflugzeuge im Zusammenhang stehenden Probleme behandelt. Im Teil I werden allgemeine Vorbedingungen für den Motorenbau für diese Flugzeuge erörtert sowie die Möglichkeiten der Lärmbegrenzung und der Senkung der Emission von schädlichen Anteilen der Auspuffgase erörtert.

STAFIEJ W.: Analyse der Segelflugzeugmassen. *TLiA*, XXXIX Jhrg., 1984, H. 8, S. 11

Der Autor behandelt die Wägungsprobleme eines Segelflugzeuges aus dem Gesichtspunkt des Konstrukteurs. Es werden praktische Daten und Hinweise angeführt.

MARCISZEL J.: Das Doppler-Radar — eine Übersicht der am häufigsten auftretenden Konstruktionen. *TLiA*, XXXIX Jhrg., 1984, H. 8, S. 20

In dem Beitrag werden die Grundlagen des Doppler-Radars behandelt und eine Übersicht der Konstruktionen hinsichtlich der Antennenbündel sowie im Abhängigkeit von der Art des ausgestrahlten Signals angeführt.

MYCEK S.: Elektrolytische Oxidation (Anodisieren) von Titan-Legierungen. *TLiA*, XXXIX Jhrg., 1984, H. 8, S. 25

Es wird die in WSK PZL-Mielec angewandte Methode der Herstellung einer Schutzschicht auf der Oberfläche an Teilen aus Titan beschrieben.

MIZERA Z.: Übersicht der Niet- und Vernietungsarten bei einseitigem Zugang (II). *TLiA*, XXXIX Jhrg., 1984, H. 8, S. 26

Der zweite Teil des Beitrages enthält eine Vergleichsanalyse der Niet- mit einseitigem Zugang sowie der Niet- zur beidseitigen Vernietung.

MATUSAK P.: PZL-Rzeszów während der Naziokkupation. *TLiA*, XXXIX, Jhrg., 1984, H. 8, S. 29

Es werden der Bereich und die Arten der Herstellungsverzögerung von Flugmotoren in PZL-Rzeszów während der Naziokkupation in den Jahren 1940-1944 sowie die Widerstandsbewegung und die von der Besatzungsmacht angewandten Repressionen dargestellt.

СОДЕРЖАНИЕ

ЯНУС Б.: Ранг профессии пилота в Польше и способы приобретения этой профессии. *ТЛиА*, т. 39 1984 г., № 8, с. 5

Приводится анализ системы обучения пилотов гражданской авиации в Польше, дополненный замечаниями и предложениями на будущее.

МИХАЛЭК Е.: Двигатели сверхзвуковых пассажирских самолетов второй генерации (I). *ТЛиА*, т. 39, 1984 г., № 8, с. 7

В статье описано развитие силовых установок сверхзвуковых пассажирских самолетов будущего. В I части приводятся общие конструктивные положения постройки таких установок и обсуждается возможность выполнения ограничений в области шума и выделения токсичных компонентов выхлопных газов.

СТАФЕЙ В.: Анализ масс планера. *ТЛиА*, т. 39, 1984 г., № 8, с. 11

Автор описывает вопрос центровочного расчета планера, как ее видит конструктор. Приводит также примерные данные и практические советы.

МАРЦИШЕЛЬ Е.: Допплеровский радиолокатор — обзор наиболее часто встречающихся конструкций. *ТЛиА*, т. 39, 1984 г., № 8, с. 20

Статья описывает основные проблемы связанные с доплеровскими радиолокаторами. Дается обзор конструктивных решений, с учетом числа антенных лучей и излучаемого сигнала.

МЫЦЕК С.: Электролитическое окисление (анодирование) сплавов титана. *ТЛиА*, т. 39, 1984 г., № 8, с. 25

Описано применяемую на заводе ВСК ПЗЛ-Мелец систему образования защитной пленки на поверхности титановых деталей.

МИЗЕРА З.: Обзор заклепок и клепки односторонним заклепками (II). *ТЛиА*, т. 39, 1984 г., № 8, с. 26

Во второй части статьи дается сравнительный анализ заклепок для односторонней клепки и заклепок «классического» типа.

МАТУСАК П.: ПЗЛ-Жешув в период гитлеровской оккупации. *ТЛиА*, т. 39, 1984 г., № 8, с. 29

Описаны объем и формы замедления производства авиадвигателей на заводе ПЗЛ-Жешув во время гитлеровской оккупации в период 1940-1944 г., а также формы подпольной деятельности на заводе и репрессии со стороны оккупанта.

Adres dla korespondencji:

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

Siedziba Redakcji:

ul. Bartycka 20, pok. 81

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

Wydawca

WYDAWNICTWO CZASOPISM I KSIĄZEK TECHNICZNYCH
SIGMA Przedsiębiorstwo Naczelnej Organizacji Technicznej

SPIS TREŚCI

Str.

A. Glass, W. Zaremba: Zasady etyki członków SIMP	1
Z KRAJU I ZE ŚWIATA	2
STATYSTYKA LOTNICZA: Międzynarodowe przewozy lotnicze poszczegól- nych krajów RWPG w 1982 r. (ogółem — regularne i nieregularne, we wszystkich lotach zagranicznych); Międzynarodowe przewozy nie- regularne poszczególnych krajów RWPG w 1982 r.; Międzynarodowe przewozy regularne poszczególnych krajów RWPG w 1982 r.; Ceny samolotów pasażerskich Boeing 1984 r.	3
B. Janus: Ranga zawodu pilota w Polsce i sposób jego uzyskania . . .	5
J. Michałek: Silniki naddźwiękowych samolotów pasażerskich drugiej ge- neracji (I)	7
W. Stafiej: Analiza mas szybowca	11
PROTOTYPY: Microjet 200B	14
Cessna 203 Caravan I	14
KARTOTEKA TLiA: McDonnell Douglas F-4 Phantom II	15
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY: Angielskie czasowniki i zwroty lotnicze (III)	19
J. Marcisz: Radar dopplerowski — przegląd najczęściej spotykanych konstrukcji	20
Lotnicze silniki Wankla	23
MAGAZYN TECHNOLOGA: S. Mycek: Elektrolityczne utlenianie (anodo- wanie) stopów tytanu	25
POLSKIE PATENTY LOTNICZE	25
Z. Mizera: Przegląd nitów i technik zakuwania nitów z dostępem jed- nostronnym (II)	26
P. Matusak: PZL-Rzeszów w okresie okupacji hitlerowskiej (Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ)	29
POLSKIE PATENTY LOTNICZE	II okł.
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP i SITK	III okł.

Na okładce: Samoloty RWD-9 w barwach polskich (J. Bajana) —
rys. K. Cieślak

JANUS B.: Ranga zawodu pilota w Polsce i sposób jego uzyskania. TLiA, t. XXXIX, 1984, nr 8, s. 5

Przeanalizowano sposób (system) szkolenia pilotów cywilnych w Polsce, na tym tle poczyniono uwagi i propozycje na przyszłość.

MICHAŁEK J.: Silniki naddźwiękowych samolotów pasażerskich drugiej generacji (I). TLiA; t. XXXIX, 1984, nr 8, s. 7

W artykule omówiono zagadnienia związane z rozwojem zespołów napędowych przyszłych naddźwiękowych samolotów pasażerskich. W cz. I przedstawiono ogólne założenia budowy silników do takich samolotów oraz scharakteryzowano możliwości spełnienia ograniczeń hałasu i emisji szkodliwych składników gazów wylotowych.

STAFIEJ W.: Analiza mas szybowca. TLiA, t. XXXIX, 1984, nr 8, s. 11

Autor omawia zagadnienie wyważenia szybowca z punktu widzenia konstruktora. Podaje przykładowe dane i wskazówki praktyczne.

MARCISZEL J.: Radar dopplerowski — przegląd najczęściej spotykanych konstrukcji. TLiA, t. XXXIX, 1984, nr 8, s. 20

Artykuł omawia podstawowe zagadnienia związane z radarami dopplerowskimi. Przedstawiono przegląd konstrukcji pod kątem liczby wiązek antenowych oraz w zależności od rodzaju wypromieniowywanego sygnału.

MYCEK S.: Elektrolityczne utlenianie (anodowanie) stopów tytanu. TLiA, t. XXXIX, 1984, nr 8, s. 25

Przedstawiono stosowany w WSK PZL-Mielec system wytwarzania powłoki ochronnej na powierzchni elementów z tytanu.

MIZERA Z.: Przegląd nitów i technik zakuwania nitów z dostępem jednostronnym (II). TLiA, t. XXXIX, 1984, nr 8, s. 26

W cz. II artykułu zamieszczono analizę porównawczą nitów z dostępem jednostronnym i nitów do zakuwania obustronnego.

MATUSAK P.: PZL-Rzeszów w okresie okupacji hitlerowskiej. TLiA, t. XXXIX, 1984, nr 8, s. 29

Przedstawiono zakres i formy opóźniania produkcji silników lotniczych w PZL-Rzeszów podczas okupacji hitlerowskiej w latach 1940+1944 oraz formy ruchu oporu i represji ze strony okupanta.

cd. na II s. okł.

WYDAWNICTWO
CZASOPISM I KSIĄZEK TECHNICZNYCH
NACZELNA ORGANIZACJA TECHNICZNA



SIGMA

00-950 Warszawa
skrytka pocztowa 1004
ul. Biała 4

Redaktor naczelny:

mgr inż. Andrzej Glass

Sekretarz Redakcji:

Emilia Łazarewicz

Redaktorzy działowi:

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

Rada programowa:

mgr inż. W. Błaszczak, mgr inż. Z. Girulski, mgr inż. A. Glass, dr inż. H. Grzegorzczak, mgr inż. J. Grzegorzewski (wiceprzew.), mgr inż. F. Gwóźdź, dr inż. B. Jancelewicz, mgr inż. E. Kołodziński, doc. dr inż. T. Kostła, mgr inż. J. Kowalczyk, dr inż. A. Kowalski, mgr inż. T. Królikiewicz (przewodniczący), mgr inż. K. Kunachowicz, doc. dr inż. J. Lamparski, mgr inż. M. Młkuszka, mgr inż. A. Mstórek, mgr inż. Z. Olszański, mgr inż. E. Puj-
szo, mgr inż. Z. Stankiewicz, mgr inż. S. Trębacz,
inż. R. Woliński, mgr inż. M. Zawadzki

Zakłady Graficzne „Tamka”, Zakł. nr 1, W-wa, Zam. 0582-1300/84. Nakład 6400 egz.

Papier druk. sat. IV kl. 80 g. T-33.

Cena pojedynczego egz. zł 60.—

Prenumerata roczna zł 720.—

INDEKS 37909

- inne formy działalności,
- tematy planów pracy Zarządu SL ZG SIMP, pokrywające się z pozycjami uchwał XX KTP,
- ocena działalności Sekcji *),
- lotnicze zamierzenia społeczne.

W dyskusji nad sprawozdaniem wzięło udział 15 kolegów, po czym udzielono absolutorium ustępującemu Zarządowi. W tajnym głosowaniu wybrano najpierw przewodniczącego Zarządu Sekcji, a następnie członków Zarządu i delegata Sekcji na Walny Zjazd.

W głosowaniu na przewodniczącego Zarządu Sekcji wybrano kol. A. Misiorka, zaś do Zarządu weszli kol. kol.:

- C. Nowak z Bydgoszczy,
- Z. Kodłubaj i S. Łobacz z Lublina,
- L. Lubiniec z Poznania,

*) Na życzenie delegatów, rozdział zawierający ocenę działalności Sekcji będzie powielony i rozesłany do ogniw organizacyjnych SL, natomiast zainteresowanych całością sprawozdania informujemy, że jego kopia jest do wglądu u sekretarza Sekcji kol. W. Zaremby, tel. 26-44-07.

Kol. M. Socha — podsumowując przebieg obrad — wysoko ocenił działalność Sekcji Lotniczej SIMP, zaś informując o wszczętych przez Zarząd Główny rozmowach w sprawie plac — zalecił skuteczniejszą niż dotychczas obronę interesów członków Stowarzyszenia.

Zebrani wysłuchali wniosków wynotowanych z dyskusji przez członków Komisji Wnioskowej, a odczytanych przez kol. S. Orczykowski i upoważnili Prezydium Zarządu do zgłoszenia ich w postaci projektu uchwały do dyskusji na plenarne zebranie Zarządu Sekcji.

Wnioski i zalecenia dla Zarządu Sekcji Lotniczej SIMP

Na zebraniu sprawozdawczo-wyborczym Sekcji Lotniczej SIMP w dniu 23 lutego 1984 r. delegacji Sekcji uchwalili wnioski i zalecenia dla Zarządu w nowej kadencji. Oto niektóre z nich:

- Kontynuować, rozszerzać i nawiązywać współpracę z Sekcją Lotniczą SITK

— Zachęcić ogniw Sekcji do organizowania spotkań, w których brałby udział wytwórcy i użytkownicy sprzętu lotniczego i na których byłyby przekazywane informacje o wybitnych osiągnięciach technicznych, demonstrowane unikalne rozwiązania itp.

— Zachęcić koła Sekcji Lotniczej do śmielszego występowania z wnioskami o nadawanie odznak honorowych SIMP i NOT, podjąć starania o ustanowienie sekcyjnego wyróżnienia dla działaczy lotniczych.

— Udzielać pomocy ogniom terenowym Sekcji Lotniczej w uzyskiwaniu przez ich członków uprawnień rzeczoznawców SIMP.

— Poczynić starania o ustanowienie stypendiów fundowanych dla zdolnych, młodych inżynierów lotniczych.

— Podjąć działalność dla potrzebujących opieki lub wsparcia członków i seniorów Sekcji Lotniczej oraz w razie potrzeby — zapewnić im pomoc i obronę w sprawach osobistych oraz zawodowych.

mgr inż. W. Zaremba

Narady i konferencje SIMP

Z planu narad i konferencji naukowo-technicznych, organizowanych w naszym Stowarzyszeniu w 1984 r. podajemy imprezy interesujące pracowników i działaczy lotnictwa.

- 1) 21.XI.1984 r. — Wrocław ODK, PZL-Hydral — Aktualne problemy budowy i eksploatacji sprzętu paliwowego i hydraulicznego w lotnictwie (narada);
- 2) IV kwartał 1984 r. — Rydzyna, OW SIMP — Analiza raportu o stanie komputerowego wspomagania projektowania (narada);
- 3) 20÷21.IX.1984 r. Warszawa, OW SIMP — Pneumatyczne i hydrauliczne elementy automatyki przemysłowej (konferencja);
- 4) IX.1984 r. — Warszawa, OW SIMP — VI Międzynarodowa konferencja „Mikronika '84” pt. „Postęp w budowie precyzyjnego sprzętu elektroniczno-mechanicznego”;
- 5) 3÷5.XII.1984 r. — Warszawa, OW SIMP — X Ogólnopolska konferencja naukowo-dydaktyczna teorii maszyn i mechanizmów.

mgr inż. W. Zaremba

OVER 3000 RALLYES FLYING ALL OVER THE WORLD

- License version of Socata Rallye
- 2-3 seater
- Trainer and tourer
- STOL
- 125 hp (92 kW) PZL-Franklin engine
- All-metal
- Fixed landing gear
- Max speed 195 km/h
- Min speed 76 km/h
- Take-off run 155 m



56 years of experience

MANUFACTURER:
WSK PZL Warszawa

Al. Krakowska 110/114, 02-256 Warszawa, Poland
Phone: 46-00-31, Cable: Owuska, Telex: 814 649

 **PEZETEL**
P O L A N D

EXPORTER:
PEZETEL Foreign Trade Enterprise Ltd. Co
Aleja Stanów Zjednoczonych 61
00-991 Warszawa 44, PO.Box 6, Poland
Phone: 10-80-01, Cable: Pezetel, Telex: 813 314
pzlp