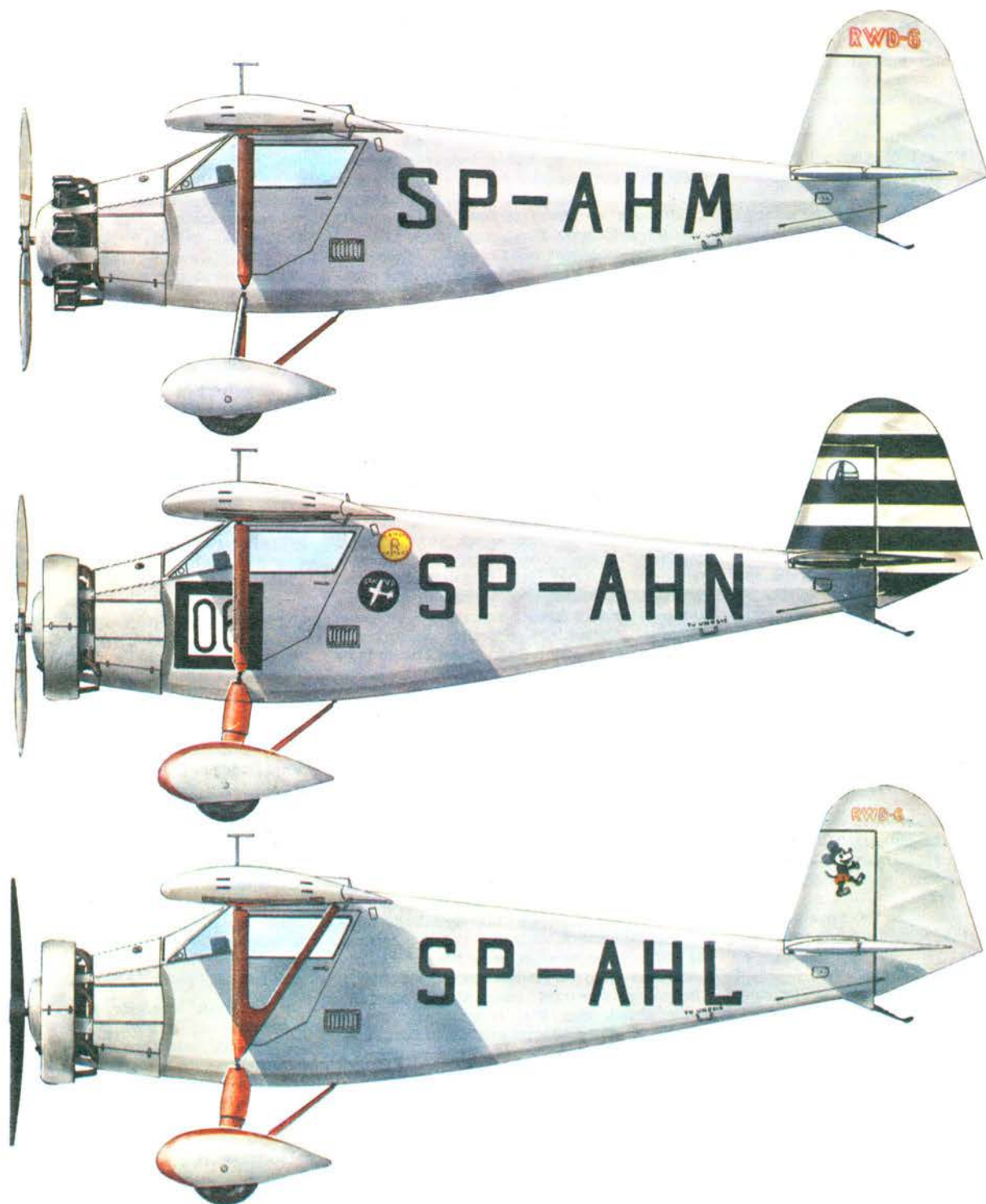


TECHNIKA

5'88

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



26 Walny Zjazd Delegatów SIMP

W dniach od 18 do 20 września 1987 r. delegaci Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Mechaników Polskich obradowali na Walnym Zjeździe w Lesznie. Gospodarzem i organizatorem Zjazdu (pod przewodnictwem kol. dr. inż. Feliksa Zielenika, przew. Zarządu Oddziału Leszczyńskiego SIMP) był Oddział Wojewódzki SIMP w Lesznie, wyróżniający się gościnnością i wzorową organizacją. W obradach uczestniczyło: z głosem stanowiącym 300 delegatów reprezentujących 49 oddziałów wojewódzkich SIMP, 31 delegatów reprezentujących sekcje naukowo-techniczne oraz 27 członków honorowych mających pełne prawa delegata.

Na przew. Zjazdu wybrano kol. prof. dr. hab. inż. Jerzego Lewitowicza — przew. Sekcji Lotniczej SIMP.

Otwarcia XXVI WZD SIMP dokonał przew. ZG SIMP kol. prof. dr. inż. Jan Kaczmarek, który serdecznie przywitał delegatów i zaproszonych gości z Bułgarii, Czechosłowacji, NRD i Węgier.

Obrady Zjazdu odbywały się w następujących sekcjach tematycznych:

- SIMP ekspertem w budowie maszyn i eksploatacji maszyn. Obradom tym, w których uczestniczyło 200 osób, przewodniczył kol. A. Lipiński — wiceprzew. ZG SIMP;

- SIMP wychowawcą mechaników i organizatorem ich ciągłego doskonalenia zawodowego. Obrady sekcji, w których brało udział 66 delegatów i gości, prowadził kol. J. Modrzewski — członek honorowy SIMP;

- SIMP rzecznikiem spraw osobistych i społecznych mechaników polskich. Obrady otworzył kol. W. Kawecki — przew. Komitetu Rzecznicstwa, zaś prowadzili je kol. B. Jutarski i G. Malicki;

- SIMP organizatorem życia społecznego mechaników polskich. Obradom tej sekcji, w której uczestniczyło 50 delegatów, przewodniczył kol. K. Rajzer — wiceprzew. ZG SIMP;

- zaproszona na Zjazd 100-osobowa grupa młodych inżynierów i techników mechaników obradowała nt. problemów gospodarki i postępu naukowo-technicznego oraz swojego środowiska pod kierunkiem kol. K. Wawrzyniaka — honorowego członka SIMP, który był inicjatorem wprowadzenia młodych adeptów do pracy stowarzyszeniowej przez ich uczestniczenie w obradach, obserwowanie i wypowiadanie swoich poglądów.

Z referatu sprawozdawczo-programowego ustępującego Zarządu SIMP wygłoszonego przez kol. J. Kaczmarka — przew. ZG SIMP — podajemy następujące tezy:

- z pracy dla kraju powinniśmy pożytkować równocześnie godziwe korzyści dla siebie, a pracując dla siebie godziwie dzielić się korzyściami z państwem, a przez to ze społeczeństwem;

- naszą zawodową i społeczną powinnością będzie nadal intensyfikacja działalności innowacyjno-wdrożeniowej. Powinniśmy z tego czynić ważne kryterium oceny nas jako specjalistów i obywateli-patriotów;

- należy dążyć do dalszego wzrostu działalności stowarzyszeniowych agend gospodarczych, ukierunkowywać, rozwijać i utrzymać jej rolę pomocniczą i wspierającą dla działalności społecznej;

- w II etapie reformy gospodarczej opowiadamy się za skutecznym systemem

wprowadzania konkurencyjności technicznej i ekonomicznej przez oddziaływanie na ceny, poziom techniczny i jakościowy wyrobów. Uważamy, że głównym sposobem zapewnienia stabilnej równowagi gospodarczej jest zwiększenie asortymentu i wielkości produkcji dla kraju i na eksport;

- podnoszenie kwalifikacji zawodowych i szerzenie kultury technicznej przez potrzebniejsze i efektywniejsze formy i tematyki szkolenia;

- rozwijanie działalności kół i sekcji naukowo-technicznych oraz współpracy z innymi stowarzyszeniami naukowo-technicznymi.

Wszystkie rzeczowe wnioski z dyskusji na naradach plenarnych i w sekcjach zostały ujęte w Uchwale Zjazdu.

Na nowego przew. Zarządu Głównego SIMP wybrano (w głosowaniu tajnym) kol. dr. inż. Aleksandra Kopcia — członka honorowego SIMP. Podkreślił on liczne zasługi ustępującego Zarządu. Dziękując delegatom za zaufanie i powierzenie najodpowiedzialniejszej funkcji w Stowarzyszeniu, zapowiedział kontynuowanie sprawdzonych dotychczas form pracy oraz wprowadzenie nowych, mających ożywić działalność stowarzyszeniową z pożytkiem dla jej członków i naszego kraju.

Do 41-osobowego Zarządu Głównego SIMP wszedł m.in. aktywny działacz Sekcji Lotniczej kol. mgr inż. Stanisław Książek — przew. Koła SIMP w WSK-Mielec.

W czasie wolnym od obrad odbywały się liczne imprezy towarzyszące. Bardzo miłym akcentem lotniczym na Zjeździe była wystawa zorganizowana przez Sekcję Lotniczą nt. niektórych osiągnięć technicznych w lotnictwie. Ponadto uczestnicy Zjazdu mieli okazję zwiedzenia Centrum Wyszkożenia Lotniczego w Lesznie — znanego w kraju i za granicą ośrodka kształcenia kadr szybowcowych i balonowych — obchodzącego w ub. roku 35-lecie swego istnienia. Gości przywitał komendant płk pil. mgr inż. Eugeniusz Hilczer, zaś Henryk Muszyński (trener kadry narodowej) prezentował szybowce, Bernard Klimasz (instruktor) prezentował samoloty, a Henryk Olesiejuk (pilot balonowy) prezentował balony.

Oprac. T. Kurczyk

Święto Ludowego Wojska Polskiego

5 października 1987 r. w Domu Technika w Warszawie odbyło się uroczyste posiedzenie Prezydium Oddziału Warszawskiego Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Mechaników Polskich z udziałem przewodniczących wojskowych kół i sekcji naukowo-technicznych SIMP. Celem spotkania było uczczenie 41 rocznicy powstania Ludowego Wojska Polskiego (12.X.1987 r.).

Zebrań otworzył oraz słowo wstępne wygłosił kol. mgr inż. Jerzy Muszyński — przew. Oddziału Warszawskiego SIMP, który przywitał przybyłych uczestników i zaproszonych gości: gen. dyw. prof. dr. hab. inż. Jerzego Modrzewskiego i dr. inż. Aleksandra Kopcia — przew. ZG SIMP.

Następnie odbyła się dekoracja zasłużonych działaczy Stowarzyszenia odznaczeniami państwowymi i stowarzyszeniowymi. Medalami "50-lecia Oddziału Warszawskiego SIMP" zostały wyróżnione dwie sekcje Oddziału Warszawskiego SIMP. Me-

dalem tym zostali wyróżnieni również następujący działacze Sekcji Lotniczej OW SIMP: płk mgr inż. Stanisław Orczykowski i płk mgr. in. Józef Filip.

Spotkanie było okazją do wymiany poglądów na tematy gospodarcze, polityczne i stowarzyszeniowe. W czasie posiedzenia głos zabrali m.in.:

- kol. gen. dyw. J. Modrzewski:

- na świecie panuje obecnie stan napięć militarnych i politycznych. Liczne państwa przeznaczają wielomiliardowe sumy na zbrojenia. W tej sytuacji nasze pozycje, z których będziemy się bronić lub atakować w zależności od potrzeby, znajdują się po stronie Paktu Warszawskiego.

- współczesna wojskowa kadra techniczna w naszym kraju ma swój wkład w projektowanie, produkcję i badania eksploatacyjne sprzętu obronnego. Przyczynia się także do pomnożenia dochodu narodowego.

- kol. dr inż. A. Kopec:

- przypomniał przebytą drogę Ludowego Wojska Polskiego od Siele przez szlak bojowy aż do dziś. Podkreślił wypełnianie szczególnych zadań przez żołnierzy — służenie ojczyźnie, a w razie potrzeby poświęcenie jej swego życia. Wspomniał o potrzebie pomocy tym zasłużonym, którzy znajdują się w osamotnieniu,

- oznajmił, że Stowarzyszenie nie powinno być organem państwowym, ale plan pracy naszego Stowarzyszenia będzie opracowywany pod kątem wspomagania II etapu reformy gospodarczej, w której problemom ekonomicznym nie wolno pozostawiać wyłącznie ekonomistom. Inżynierowie muszą interesować się zarówno problemami technicznymi, jak i ekonomicznymi. Musimy mieć odwagę wskazywać, że nie można tworzyć systemu, który byłby niezrozumiały i oderwany od świadomości społecznej, a także pomagać tym, którzy mają rację,

- zapowiedział, będziemy wprowadzać nowe formy pracy w Stowarzyszeniu, mające na celu ożywienie aktywności kół, np. przez dyskusowanie kontrowersyjnych artykułów z prasy, pozyskiwanie nowych członków, wyznaczanie zadań i wybieranie ludzi, którzy będą z zaangażowaniem je realizowali,

- zwrócił uwagę na potrzebę odbudowy rangi Oddziału Warszawskiego SIMP, który powinien być poddany ocenie samokrytycznie i krytycznie, i ustalenia strategii działania z wykluczeniem metod mafijnych. W pracy stowarzyszeniowej powinna dominować jawność, koleżeńskość, zrozumienie i życzliwość,

- przypomniał o potrzebie aktywnego działania, powoływania nowych kół, naboru młodej kadry, która będzie miała odwagę pracować w kierunku upowszechnienia filozofii państwa socjalistycznego;

- kol. płk doc. dr hab. inż. Tadeusz Zawadzki:

- omówił niektóre prace wykonywane w wojskowych instytucjach technicznych i formy współpracy z cywilnymi instytucjami technicznymi,

- podał liczne przykłady wykorzystywania wojskowej wiedzy i osiągnięć naukowo-technicznych i zastosowania ich w cywilnej gospodarce krajowej.

Oprac. T. Kurczyk



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XLIII MAJ 1988

TECHNIKA

5'88

lotnicza i ASTRONAUTYCZNA

Dziś i jutro silników lotniczych w Polsce

Mgr inż. WOJCIECH ANTOSZCZYK

29 maja 1987 r. w WSK PZL-Kalisz odbyła się konferencja okrągłego stołu nt. „Dziś i jutro silników lotniczych w Polsce”, zorganizowana przez Sekcję Lotniczą przy ZG SIMP oraz dyrekcję WSK PZL-Kalisz. W konferencji wzięli udział przedstawiciele instytucji naukowo-badawczych oraz zakładów produkujących silniki lotnicze, samoloty i śmigłowce.

Konferencje okrągłego stołu organizowane przez Sekcję Lotniczą mają na celu wymianę poglądów i opinii nt. przemysłu lotniczego. Celem konferencji w Kaliszu była ocena produkowanych silników lotniczych oraz określenie zapotrzebowania na nie w przyszłości.

Referat wprowadzający do dyskusji wygłosił mgr inż. W. Antoszczyk, który ocenił produkowane obecnie silniki oraz wykazał potrzebę wprowadzenia nowych wyrobów zapewniających prawidłowy rozwój lotnictwa i przemysłu lotniczego. Zwrócił także uwagę na ekonomiczno-organizacyjne uwarunkowania rozwoju konstrukcji i wytwarzania silników lotniczych.

W dyskusji stwierdzono, że silniki ASz-62IR montowane w samolotach rolniczych są dobre i będą jeszcze długo używane. Należy jednak, na podstawie danych uzyskanych z eksploatacji w USA samolotów Dromader z tymi silnikami, przedłużyć ich okres międzynaprawczy lub wprowadzić określenie trwałości silnika „wg stanu”. W celu podniesienia walorów eksploatacyjnych silnika jest konieczne wprowadzenie zabezpieczenia przeciw wyrzucaniu oleju z kolektora wylotowego spalin oraz uniknięcia powstawania uderzenia hydraulicznego. Należy przeprowadzić badania nad możliwością stosowania paliwa samochodowego do zasilania silników lotniczych. Powinna zostać opracowana instrukcja napraw agregatów silnikowych.

Następnie powrócono do sprawy przedłużającego się uruchomienia produkcji silników rodziny PZL-Franklin, zwłaszcza silnika sześciocyndrowego, na który jest największe zapotrzebowanie. Zwrócono też uwagę na brak konkretnych zamówień oraz na fakt, że liczne problemy, z jakimi borykają się Zakłady Urządzeń Chłodniczych w Dębicy, stawiają przyszłość tych silników pod znakiem zapytania.

Poruszono także problem nowego samolotu rolniczego PZL-M30 o udźwigu min. 1740 kg dla odbiorcy radzieckiego. Do takiego samolotu jest potrzebny silnik o mocy

ok. 940 kW. Silnik TWD-20 prawdopodobnie nie wejdzie do produkcji seryjnej. Zaproponowano więc, aby oprócz zakupu odpowiedniego silnika w ZSRR rozważyć możliwość zastosowania w nowym samolocie zdwojonego układu czechosłowackich silników M-601 o mocy 520 kW każdy.

Poinformowano o prowadzonych w Rzeszowie pracach nad nowym silnikiem turbinowym o mocy 400 kW, przeznaczonym do śmigłowca, oraz o możliwościach produkcji w Polsce silników turbinowych opartych na konstrukcji silników PT-6.

Jeden z dyskutantów stwierdził, że zakład produkujący silniki powinien wiedzieć, do jakiego momentu jest możliwa i opłacalna modernizacja silnika, a kiedy należy wprowadzić do produkcji nowy typ silnika. Należy również pamiętać, że prace projektowe i badawcze nad nowym silnikiem należy podjąć na długo przed zakończeniem produkcji poprzedniego.

Zwrócono również uwagę na odchodzenie z branży lotniczej wybitnych specjalistów oraz na trudności z nabo-rem nowych pracowników. Oba te zjawiska są podyktowane zniechęcającymi warunkami placowymi. Dzieje się to w warunkach, gdy są prowadzone prace projektowe i uruchomieniowe nad kilkoma silnikami lotniczymi.

Z dyskusji można sformułować następujące wnioski:

- W krajach, w których występuje znaczna różnica cen między paliwem lotniczym a samochodowym, należy podjąć badania nad możliwością zastosowania paliw samochodowych zamiast lotniczych. Dotychczasowa praktyka dowodzi, że są potrzebne oddzielne badania dla różnych warunków klimatycznych i dla poszczególnych gatunków paliw.

- Oleje silnikowe stosowane w kraju zawierają dużo związków smolistych. Chcąc zwiększyć okres międzynaprawczy silników, trzeba m.in. poprawić jakość olejów.

- Należy powołać zespół specjalistów, który ustali sposób i zakres zbierania danych statystycznych dotyczących przedłużenia okresów międzynaprawczych silników.

- Aby zapewnić prawidłowy rozwój lotnictwa, należy określić zapotrzebowanie na sprzęt lotniczy i na jego podstawie ustalić priorytetowe tematy, które, po uwzględnieniu możliwości naszej gospodarki i stanu techniki, będzie można wdrożyć i realizować w najbliższym czasie.



POLSKA

● 14 października 1987 r. przed Radą Wydziału Mechanicznego Politechniki Rzeszowskiej odbyła się publiczna obrona rozprawy doktorskiej mgr. inż. Stanisława Boćka pt.: „Synteza układu sterowania samolotem z wykorzystaniem bezpośredniego sterowania siłą nośną”. Promotorem pracy był doc. dr hab. inż. Janusz Morawski, recenzentami — prof. Kazimierz Głębiński i doc. dr inż. Jan Gruszecki. Obradom przewodniczył dziekan Wydziału Mechanicznego prof. dr hab. inż. Stanisław Koncewicz. Po dyskusji nad rozprawą Rada jednogłośnie podjęła uchwałę o nadaniu doktorantowi stopnia doktora nauk technicznych oraz poparała wniosek recenzenta o wyróżnienie pracy.

● 27 kwietnia br. przed Radą Wydziału Mechanicznego Politechniki Rzeszowskiej im. I. Łukasiewicza w Rzeszowie odbyła się obrona pracy doktorskiej Mariusza Krawczyka z Instytutu Lotnictwa w Warszawie, pt.: „Sterowanie ruchem kabiny symulatora lotu w świetle analizy percepcji bodźców ruchowych przez człowieka”. Posiedzeniu Rady przewodniczył dziekan Wydziału Mechanicznego prof. dr hab. inż. Stanisław Koncewicz. Promotorem pracy był doc. dr hab. inż. Janusz Morawski z Instytutu Lotnictwa. Na recenzentów powołano prof. dr hab. Tadeusza Bobera (AWF we Wrocławiu), doc. dr inż. Jana Gruszeckiego (Politechnika Rzeszowska) oraz doc. dr. inż. Kazimierza Szumańskiego (Instytut Lotnictwa). Rada Wydziału nadała mgr. inż. Mariuszowi Krawczykowi stopień doktora nauk technicznych.



CHINY

● Shanghai Aviation Industrial Corp. dostarczyły liniom lotniczym CAAC pierwszy samolot transportowy MD-82, zmontowany całkowicie w swych zakładach z pomocą specjalistów z McDonnell Douglas (USA; konstruktor samolotu). (A. et C. 1153)

● Linie China Air Cargo (filia CAAC) zamówiły 2 Lockheedy L-100-30, mogące wykonywać loty transkontynentalne. Dotychczas; przewoźnik ten użytkował tylko samoloty Yun-8 rodzimej produkcji, o mniejszych możliwościach. (A. et C. 1153)



DANIA

● Rozpisano konkurs na następcę myśliwca Saab J-35 Draken w sferach powietrznych. Rozpatruje się następujące kandydatury: JAS 39 Gripen (Szwecja), Mirage 2000 (Francja) i zmodyfikowany General Dynamics F-16 (USA). (A. et C. 1153)



HOLANDIA

● Znaczne opóźnienia w dostawach samolotów Fokker F-50 i F-100, przekroczenie planowanych wydatków związanych z tymi programami, katastrofa prototypu F-100... Zła passa dla Fokkera? (A. et C. 1153)



INDIE

● Flagowy okręt brytyjskiej Royal Navy podczas operacji falklandzkiej, lotniskowiec *Hermes*, został odsprzedany Indiom za 60 mln funtów. Obecnie pływa pod nazwą *Viraat* i jest drugim lotniskowcem indyjskim. (A. et C. 1154)



IRAK

● Na początek 1988 r. planowano oddanie w ręce prywatne linii lotniczych *Iraqi Airways*. (A. et C. 1153)



IRAN

● Wydarzenia w Zatoce Perskiej pociągnęły za sobą liczne konsekwencje dużej wagi, m.in. w lotnictwie. Administracja USA czyni starania o dobrożenie Arabii Saudyjskiej w dodatkowych 12÷14 myśliwców bombardujących *McDonnell Douglas F-15 Eagle* (do posiadanych już 60) i 1600 pocisków *Maverick*. *Royal Air Force* (W. Brytania) skierowały do Omanu 2 samoloty morskie wczesnego ostrzegania *BAE Nimrod*. *Gulf Corporation Council* (grupa 6 państw wokół Zatoki Perskiej) zamierza kupić 10 samolotów morskich wczesnego ostrzegania, np. *Dassault-Breguet Atlantic 2*. (A. et C. 1153)



IZRAEL

● 12 głosami przeciwko 11 rząd zdecydował o zaniechaniu dalszego rozwoju samolotu bojowego *IAI Lavi*, którego prototypy przechodziły wówczas badania w locie. Zostaną kupione dodatkowe myśliwce *General Dynamics F-16 Fighting Falcon*. Wywołało to poważne reperkusje w rządzie (dymisje) i partii *Likud*. USA zaproponowały ok. 100 mln dol. tytułem odszkodowania dla konstruktora i potencjalnego producenta samolotu *Lavi* — *Israel Aircraft Industries (IAI)*. (A. et C. 1154)



JAPONIA

● W *Mitsubishi Electronic Corp.* opracowano miniaturowy radar pokładowy do obserwacji tylnej półsfery samolotu. Wykorzystano antenę kompaktową; praca radaru nie powoduje zakłóceń innych urządzeń pokładowych (długość fal jest mniejsza od długości fal innych, używanych obecnie radarów). Radar ten umożliwia zakłócanie urządzeń naprowadzających pociski wystrzeliwane z samolotów przeciwnika w tylnej półsferze. (A. et C. 1154)

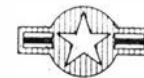


KANADA

● Nowym śmigłowcem, który zastąpi wysłużone śmigłowce *Sea King*, będzie *Westland-Agusta* (Wielka Brytania-Włochy) *EH-101*. Prawdopodobnie śmigłowce te będą produkowane (lub co najmniej montowane) w Kanadzie. (A. et C. 1153)

● Dowództwo *Royal Canadian Air Force* wydało zgodę na zatrudnianie kobiet jako pilotów samolotów bojowych. 11 pań kandydowało na pilotów samolotów myśliwsko-bombowych *Mc Donnell Douglas F-18*. (A. et C. 1153)

● Pracownicy *De Havilland Canada* sprzeciwiają się pewnym decyzjom *Boeinga* — od niedawna właściciela firmy. Wyraża się to w zwalnianiu tempa pracy, przez co są opóźniane m.in. dostawy samolotów komunikacji lokalnej. (A. et C. 1153)



USA

● Zakończono pierwszą fazę badań w locie samolotu ze skrzydłami skośnymi do przodu *Grumman X-29*. Wykonano na nim 104 loty z prędkością do $Ma=1,5$ i na wysokości do 15 300 m. Rozpoczęła się druga faza badań w locie, a z firmą *Grumman* podpisano kontrakt (wartości 4,65 mln dol.) na modyfikację samolotu, pozwalającą mu latać przy kącie natarcia do 70°. (A. et C. 1154)

● 21 sierpnia 1987 r. zaczął loty badawcze *Boeing 767 „Star Wars Jet”*, wyróżniający się nadbudówką długości 21 m na kadłubie. Mieści ona system wykrywania pocisków balistycznych. (A. et C. 1153)

● 19 lipca 1987 r. z Glasgow (st. Montana) wystartował *Boeing 747-300* o rekordowej masie startowej 395 083 kg. Poprzedni rekord masy startowej tego samolotu to 381 248 kg. Dla porównania — *Lockheed c5B Galaxy* startuje z masą 381 475 kg, *An-124 Ruslan* podobno startuje mając masę 405 Mg. (A. et C. 1153)

● Koncern silnikowy *Pratt and Whitney* wyeksponował w sierpniu 1987 r. 25-tysięczny cywilny silnik turbodrzutowy swej produkcji. Z wytwórni tej pochodzi 2/3 silników turbodrzutowych napędzających samoloty transportowe świata, użytkowane przez 250 towarzystw lotniczych. Są to silniki pięciu rodzin: *JT3D*, *JT8D*, *JT9D*, *PW2037* i (od niedawna) *PW4000*. (*AviMag* 946)

● Po katastrofie samolotu MD-80 linii *Northwest*, 16 sierpnia 1987 r. (156 ofiar!) zbadano „czarną skrzynkę” i stwierdzono, że przed startem załoga w ogóle nie wykonała przepisowych czynności kontrolnych (*checklisty*). (A. et C. 1153)

● *FAA* (zarząd lotnictwa cywilnego) został zobowiązany przez Kongres do podjęcia zdecydowanych kroków prowadzących do poprawy bezpieczeństwa i regularności lotów handlowych — po licznych incydentach, które miały miejsce latem 1987 r. Minister transportu zaproponował zmiany w pracy 9 głównych portów lotniczych. (A. et C. 1153)



ZSRR

● Po lądowaniu *Mathiasa Rusta* w Moskwie, zapowiedziano wzmocnienie kontroli przestrzeni powietrznej. (Kr. Zw.)

Obloty prototypów samolotów, śmigłowców i szybowców 1986 - 1987

STATYSTYKA LOTNICZA



1986 r.

- 30.01 Boeing 767-300, pasażerski, USA
- 31.01 Dornier/HAL Do 228-201, transportowy, RFN/Indie
 - 1.02 TOBJ-4, amatorski, Polska
 - 5.02 Westland TT300, śmigłowiec, Wlk. Brytania
- 14.02 Embraer/Shorts EML-312 Tucano z siln. Garrett, treningowy, Brazylia/Wlk. Brytania
- 14.02 Enaer T-35 TX Aucán, treningowy, Chile
- 15.02 Beechcraft 2000 Stinson I, służbowy, USA
 - 3.03 Cessna 208B Caravan I, transportowy, USA
- 22.03 Schleicher ASW-22HE, motoszybowiec, RFN
- 28.03 Schleicher ASH-25MD, motoszybowiec, RFN
- 25.04 Air Tractor AT-503, rolniczy, USA
- 27.04 Parteravia P36 Mosquito, sportowy, Włochy
 - 2.05 Schempp-Hirth Nimbus 3D, szybowiec, RFN
- 10.05 BAe Hawk 200, szturmowy, Wlk. Brytania
- 14.06 Westland/Sikorsky S-60C z silnikami RTM322, śmigłowiec, USA/Wlk. Brytania
 - 1.07 Vålnet L-90 Redigo, treningowy, Finlandia
 - 4.07 Dassault-Breguet Raleale A, myśliwski, Francja
 - 6.07 Stemme S 10, motoszybowiec, RFN
 - 15.07 PZL-M26 Iskierka, treningowy, Polska
 - 16.07 PZL/Airtech PZL-130T Turbo Orlik, treningowy, Polska/Kanada
 - 1.08 Douglas/Schaefer DC-3-65TP, z siln. PT6A-65, transportowy, USA
 - 6.08 BAe ATP, transportowy, Wlk. Brytania
 - 8.08 BAe EAP, myśliwski, Wlk. Brytania
 - 15.08 Akaflieg Darmstadt D-40, szybowiec, RFN
 - 19.08 CASA/Nurtanio Airtech CN-325, 1. ser., transportowy, Hiszpania/Indonezja
 - 20.08 Boeing 727-100 z siln. GE-36 UDF, doświadczalny, USA
 - 21.08 BAe/Cranfield Astra-Hawk, treningowy, Wlk. Brytania
 - 23.08 Stralpes Aéro ST-15, motoszybowiec, Francja
 - 15.09 McDonnell Douglas F/A-18C Hornet, myśliwsko-szturmowy, USA
 - 23.09 Piaggio P.180 Avanti, służbowy, Włochy
 - 28.09 Canadair Challenger 601-3A, służbowy, Kanada
 - 2.10 LTV A-7K Corsair II, nocny szturmowy, USA
 - 21.10 McDonnell Douglas/BAe TAV-8B Harrier II, treningowy, USA/Wlk. Brytania
 - 13.11 Aérospatiale AS 365C Dauphin 2 z siln. TM333B, śmigłowiec, Francja
 - 20.11 PZL-Krosno KR-03A Puchatek, 2 prototyp, szybowiec, Polska
 - 21.11 Marsh/Grumman C-2 Turbo (Tracker), rolniczy, USA
 - 30.11 Fokker 100, pasażerski, Holandia
 - 4.12 McDonnell Douglas MD-87, pasażerski, USA
 - 11.12 McDonnell Douglas F-15E Eagle, myśliwski, USA
 - 19.12 Boeing 767-200ER, pasażerski, USA
 - 23.12 Airbus A300-500, z siln. PW4000, pasażerski, Francja
 - 20.12 Shorts Tucano T.1, 1. seryjny, treningowy, Wlk. Brytania
 - 31.12 IAI Lavi B, treningowo-myśliwski, Izrael

1987 r.

- 6.02 Aérospatiale AS Super Puma II, śmigłowiec, Francja
- 13.02 Fokker 50, 1. seryjny, transportowy, Holandia
- 19.02 Boeing E-6A Tacamo, retranslacyjny (latająca radiostacja), USA
 - 22.02 Airbus A320, pasażerski, USA
 - 22.02 RO-7 Orlik, amatorski, Polska
 - 6.03 Airtech DC-3/2000, z siln. PZL ASz-62IR, pasażerski, Kanada
 - 6.03 Lockheed/NASA Gulfstream II propfan, doświadczalny, USA
 - 11.03 Wallis WA-201, wiatrakowiec, Wlk. Brytania
 - 19.03 Sikorsky SH-60F Seahawk, śmigłowiec, USA
 - 19.03 Glaser-Dirks DG-500M, motoszybowiec, RFN
 - 29.03 Norman NAC-6 Fieldmaster, 1. seryjny, rolniczy, Wlk. Brytania
 - 1.04 Westland/Sikorsky WS-70 Black Hawk, śmigłowiec, Wlk. Brytania
 - 3.04 Sikorsky SH-60B Seahawk z siln. RTM322, śmigłowiec, USA
 - 15.04 Glaser-Dirks DG-600, szybowiec, RFN
 - 24.04 Claudius Dornier Seastar CD2, anfibia, RFN
 - 24.04 IAI/McDonnell Douglas F-4E Super Phantom z siln. PW1120, myśliwski, Izrael
 - 30.04 Promavia Jet Squalus, treningowy, Belgia
 - 1.05 BAe 146-300, pasażerski, Wlk. Brytania
 - 7.05 Hayes/Lockheed L-1011F TriStar Freighter, towarowy, USA

- 15.05 DHC-8 Dash 8-300, pasażerski, Kanada
- 18.05 McDonnell Douglas MD-80 UHB z siln. GE-26 UDF, doświadczalny, USA
- 10.06 Boeing-Vertol 360, śmigłowiec, USA
- 24.06 E-Systems/Grob/Garrett Egrett-1, rozpoznawczy, RFN
- 23.06 NASA/McDonnell Douglas HIDEC F-15 Eagle, doświadczalny, USA
 - 2.07 Szanghaj/McDonnell Douglas MD-82, 1. seryjny, pasażerski, Chiny
- 11.08 IAI/IAF-McDonnell Douglas F-4 Phantom 2000, myśliwski, Izrael
- 15.08 McDonnell Douglas MD-88, pasażerski, USA
- 25.08 Grumman A-6F Intruder II, pokładowy bombowca, USA
- 31.08 Mitsubishi/Sikorsky XSH-60J Seahawk, 1. seryjny, śmigłowiec, Japonia

A.G.

Produkcja szybowców i motoszybowców w latach 1986 - 1987

Klasa, wytwórnia, typ	Kraj	Produkcja, szt.		Zbudowano do 1987 r.
		1985 r.	1986 r.	
Standard i klubowa				
IPE Quero Quero II	Brazylia	—	5	154
VSO-10 Gradient	CSRS	26	—	133
Centrair 101/Pegase	Francja	63	83	371
Elan DG-101	Jugosławia	18	15	207
Elan DG-300	Jugosławia	80	75	235
SZD-48 Jantar 3	Polska	53	14	193
SZD-51 Junior	Polska	5	38	50
Rolladen-Schneider BS-4	RFN	90	90	640
Schempp-Hirth Discus	RFN	98
Schleicher ASK-23	RFN	20	20	55
Razem		453		
Zawodnicza (15 m FAI)				
Rolladen-Schneider LS-6	RFN	60	70	130
Grob 102 Astir	RFN	75	...	> 1395
Schempp-Hirth Ventus	RFN	50	45	325
Razem		185	...	
Otwarta				
SZD-12 Jantar 2B	Polska	20	13	115
Schempp-Hirth Nimbus 3	RFN	20	...	> 100
Schleicher ASW-20L	RFN	40	...	> 250
LAK-12 Lietuva	ZSRR	20	20	120
Razem		100	...	
Dwumiejscowe				
SZD-50 Puchacz	Polska	34	23	155
Grob 103 Twin II/III	RFN	101	~ 100	> 650
Schempp-Hirth Janus	RFN	1	5	206
Schleicher/Juli ASK-21	RFN	40	...	> 300
Scheibe SF-34	Węgry	—	26	26
Auto-Aero R-265 Góhé	Węgry	16	20	48
Razem		193	> 175	
Motoszybowce 1-miejscowe				
Glaser-Dirks DG-40	RFN	45	40	195
Schempp-Hirth Ventus T	RFN	8	...	> 16
Razem		53	> 40	
Motoszybowce 2-miejscowe				
Aerotechnik L13SW Vival	CSRS	15	10	30
Valentin Taifun 17E	RFN	20
Hoffmann H36 Dimona	RFN	60	20	170
Brditschka HB 23	Austria/Węgry	21	1	32
Fournier FR-10/AMT-100 Ximango	Francja/Brazylia	—
Scheibe SF 25C Falke	RFN	16	2	458
Schempp-Hirth Janus CM	RFN	6	—	24
Grob 109B	RFN	72	—	222
Razem		210	> 75	

Źródła: JAWA 86/87, 87/88.

A.G.

Zmiana koncepcji amerykańskiego samolotu wsparcia pola walki

Mgr PIOTR GORSKI

W połowie lat siedemdziesiątych świat — nie tylko lotnicy — był zdumiony rewelacyjnym przystosowaniem nowego samolotu bojowego do zadań wsparcia pola walki. Był to amerykański Fairchild A-10 Thunderbolt II, określany niekiedy jako niszczyciel czołgów (tank buster). Samolot charakteryzował się prostotą konstrukcji, ułatwiającą użytkowanie na przyfrontowych lotniskach, dużą zwrotnością, dużym udźwigniem podwieszanego uzbrojenia oraz mocnym opancerzeniem dwumiejscowej kabiny załogi. Szybkostrzelne działko GAU-8, kal. 30 mm (4000 strzałów/min), przy niezwykle precyzyjnym systemie celowniczym i dającym się łatwo naprowadzić samolocie — było wyjątkowo skuteczną bronią, zwłaszcza przeciwko pancernym środkom walki. Wykorzystano przy tym stosunkowo proste technologie — mając na uwadze obsługę niemal na polu walki — oraz zastosowano niewiele złożonych systemów elektronicznych, tak charakterystycznych dla współczesnych samolotów bojowych. Zdaniem niektórych komentatorów, właśnie ta cecha przysporzyła mu wrogów w Pentagonie — był to samolot „zbyt mało sofistyczny”.

Fairchild A-10 był wynikiem doświadczeń wojny wietnamskiej. Amerykanie napotkali tam na trudności przy wykonywaniu zadań wsparcia lotniczego w ograniczonym rejonie (Close Air Support — CAS). Samoloty North American F-100 Super Sabre, później Republic F-105 Thunderchief i McDonnell Douglas F-4 Phantom II wykonywały te zadania z trudnością — były szybkie, więc mało precyzyjne, zużywały dużo paliwa, więc był ograniczony czas ich przebywania w rejonie celu. W locie z małą prędkością były wrażliwe na ogień obrony przeciwlotniczej (brak opancerzenia, duży wpływ niewielkich nawet uszkodzeń na cechy aerodynamiczne podczas lotu z dużą prędkością, w czasie powrotu z zadania). Samoloty Douglas A-1 Skyraider i Cessna A-37 Dragonfly wykazywały w tych zadaniach znacznie większą skuteczność, pochodziły jednak z końca lat czterdziestych (Skyraider — tiokowy) lub pięćdziesiątych.

Na podstawie tych doświadczeń jeszcze w latach sześćdziesiątych zdefiniowano koncepcję A-X, z której powstał później samolot A-10. Została ona nieco zmodyfikowana, gdy Układ Warszawski znacznie zwiększył siły pancerne — zadania przeciwpancerne stały się priorytetowe w koncepcji tego samolotu (w efekcie dodano działko GAU-8).

Samolot Fairchild A-10 Thunderbolt II zamówiono w 1974 r., pierwsze egzemplarze weszły do służby w 1977 r. Wyprodukowano 733 egz. tego samolotu. Wiele z nich wprowadzono na uzbrojenie jednostek US Air Force stacjonujących w Europie. Liczono się wówczas także z eks-

portem ok. 500 samolotów — wśród krajów, które zainwestowały się wtedy tym samolotem były m.in. Korea Południowa, Egipt i Tajlandia. Zdaniem niektórych komentatorów prasowych, kraje te były systematycznie zniechęcane do A-10 — Pentagon usilnie proponował im myśliwce bombardujące (w istocie, zakupiły one samoloty General Dynamics F-16 Fighting Falcon). Samolot, cieszący się powszechnie tak dobrą opinią, jest jedynie na uzbrojeniu USAF.

Wg tych opinii prasowych, A-10 był „od początku najbardziej niekochanym dzieckiem w historii lotnictwa ostatnich lat” [1]. Przyczyną mogła być zbyt duża skłonność biurokracji Pentagonu do przeładowania elektroniką, złożonymi systemami itp. — A-10 warunków tych nie spełniał, także w ulepszonej wersji A-10B. Samoloty te zostały wyłączone z zadań wsparcia lotniczego w ograniczonym rejonie (CAS), pod kątem spełnienia których w ogóle powstały. Od pewnego czasu mówi się natomiast o zastąpieniu A-10 przez samolot szybki — o prędkości naddźwiękowej.

W 1973 r., na żądanie Kongresu USA, porównano A-10 z samolotem Link Temco Vought A-7D Corsair II. Wykazane wówczas niedostatki tego drugiego, w aspekcie przydatności do zadań typu CAS, to przede wszystkim: ośmiokrotnie większa wrażliwość na broń małokalibrową, znacznie mniejsza zwrotność w lotach z małą prędkością, znacznie mniejsza od A-10 siła ognia (działko nie dające się porównać z GAU-8) i znacznie mniejsza zdolność udźwignięcia uzbrojenia podwieszanego, wreszcie krótszy czas operowania nad celem.

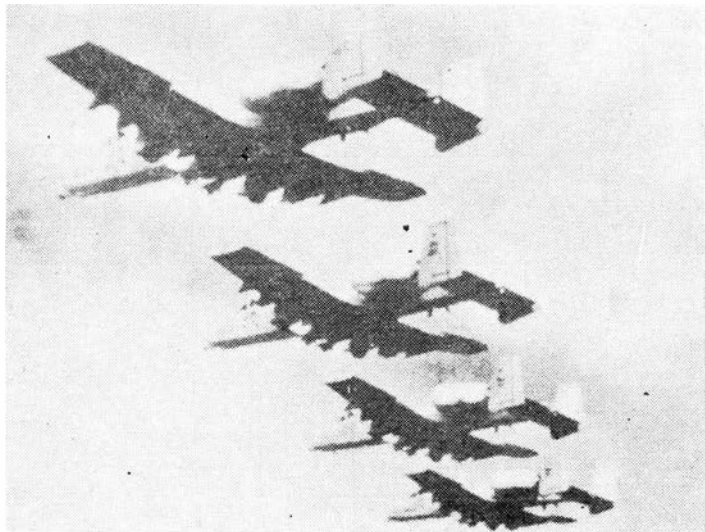
Porównanie to, sprzed 15 lat, podkreśla się z ironią dziś, kiedy są wysuwane koncepcje szybkiego samolotu wsparcia pola walki o cechach podobnych do A-7. Przytacza się opinie pilotów z 1974 r.: „Niektórzy przywiązują wielką wagę do prędkości w zadaniach wsparcia, ale nam jest potrzebne mocne opancerzenie i zwrotność, czyli to, co mamy w A-10” [1]. Zapotrzebowanie na te właśnie cechy ujawnił szczególnie konflikt bliskowschodni z października 1973 r. — w opancerzeniu i dużej zwrotności (zdolność wykonywania uników) widziano skuteczną obronę przed ogniem działek przeciwlotniczych kierowanych przez radary (ZSU-23-4).

Obecnie mówi się także i o tym, że A-10 w US Air Force stał się zbyt konkurencyjny wobec śmigłowców wsparcia pola walki, którymi dysponuje US Army, a ta ostatnia stanowi nazbyt silne ugrupowanie w Pentagonie.

Pomijając zarzuty biurokratyzmu i tendencyjności, jakie wysuwa się gdzieś pod adresem Pentagonu w kontekście „sprawy A-10”, należy przejść do argumentów, jakie ścierają się przy wyborze nowego samolotu wsparcia pola walki. Ich źródła leżą w niektórych nowych doktrynach Pentagonu, już z lat osiemdziesiątych.

W szczególny sposób zmieniła się doktryna użycia US Army. Charakteryzuje ją „obrona do przodu” (forward defense), nazywana niekiedy „obroną aktywną”, polegającą na przenikaniu na tyły przeciwnika, na głębokość 100–250 km, w celu atakowania transportów z zaopatrzeniem i wsparciem dla jednostek pierwszej linii. Wg analiz NATO, o ile siły konwencjonalne tego paktu mogłyby wytrzymać pierwsze uderzenie, to miałyby trudności z odcięciem przeciwnika od jego tyłów. Dlatego też położono nacisk na samoloty wielozadaniowe, mogące wykonywać ataki po przeniknięciu.

Zadania takie wymagają m.in. przelotu z dużą prędkością (naddźwiękową) na małej wysokości (nawet kilkudziesięciu metrów), do czego jest niezbędna bardzo precyzyjna, automatyczna nawigacja. W przeciwieństwie np. do myśliwców bombardujących General Dynamics F-16 Fighting Falcon czy McDonnell Douglas F-15, Eagle, Fairchild A-10 nie może wykonywać takich zadań. Za to nowa koncepcja przewiduje, że ten sam samolot, który będzie mógł przenikać na tyły przeciwnika, powinien również pełnić zadania bliskiego wsparcia taktycznego (CAS).



Rys. 1. Formacja samolotów wsparcia pola walki Fairchild-Republic A-10A. Thunderbolt II. Fot. Aviation Magazine Int.

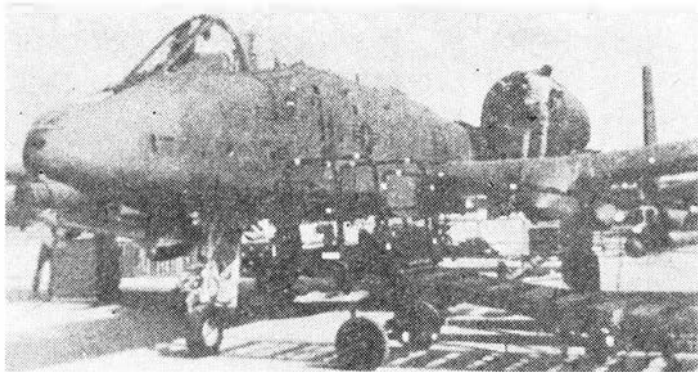
Przeciwnicy szybkiego samolotu wsparcia pola walki wysuwają jako argument nowe doktryny Układu Warszawskiego. Ich zdaniem, na początku lat osiemdziesiątych zrodziła się tu koncepcja operacyjnych grup manewrowych, mogących szybko przenikać na terytorium zajmowane przez siły zbrojne NATO. Grupy te mają jakoby mniej rozbudowaną obronę przeciwlotniczą, co czyni samolot A-10 odpowiednim środkiem do ich zwalczania.

Na to zwolennicy samolotu szybkiego odpowiadają:

— jakiegokolwiek opancerzenie przed pociskami 30 mm i 23 mm oraz radziecką raketową bronią przeciwlotniczą jest ochrona iluzoryczną (doświadczenia z systemem ZSU-23-4 dowiodły, że na 2÷3 zniszczone czołgi przeciwnika USAF traciły 1 samolot A-10),

— pojawienie się systemów broni superinteligentnych (typu „wystrzel i zapomnij”) czyni z samolotu bojowego swego rodzaju wyróżnienie tych broni, bezpieczną od ognia przeciwnika (oznaczanie celów laserem, także przez inny statek powietrzny, i odpalenie broni w rejonie znajdującym się poza zasięgiem obserwacji przeciwnika). Dlatego opancerzenie — atut A-10 — jest właściwie zbędne [2].

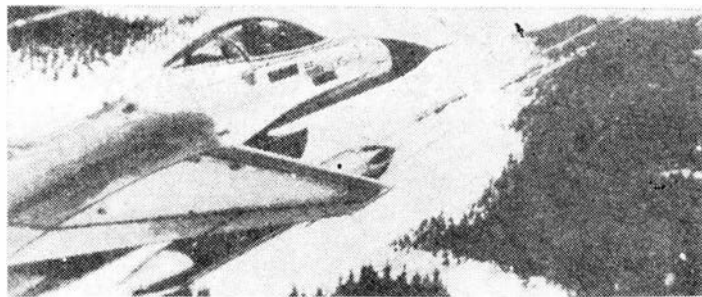
Przeciwnicy A-10 argumentują ponadto, że siły przeciwlotnicze Układu Warszawskiego zostały wzmocnione, a nie osłabione. Tłumaczy się w końcu, że jedyną obroną przed środkami przeciwlotniczymi jest prędkość, podkreślając, że przy współczesnych środkach technicznych nie jest problemem precyzyjne oddawanie strzałów, lecz precyzyjne rozpoznanie i namierzenie celu, a to również wymaga rozbudowanej awioniki. Samolot Fairchild A-10 Thunderbolt II staje się więc bezużyteczny, zaś jego miejsce powinna zająć specjalna wersja myśliwca bombardującego General Dynamics F-16 Fighting Falcon — wersja F-16CAS (Close Air Support).



Rys. 2. Fairchild-Republic A-10A Thunderbolt II na Międzynarodowym Salonie Lotniczo-Kosmicznym w Paryżu w 1979 r. Z przodu widoczne sześciolufowe, rotacyjne działko GAU-8 kal. 30 mm. Fot. *Flag Revue*

Niejako przedprototypem samolotu tej wersji stał się samolot F-16B-2 ze znacznie rozbudowanym wyposażeniem. Jego dodatkowe wyposażenie to:

- kolimator (taki sam jak w F-16C),
- podwieszany zasobnik z systemem termolokacyjnym



Rys. 3. General Dynamics F-16 CAS z pociskami WASP, w akcji (impresja artysty). Fot. *Aviation Magazine Int.*

do obserwacji w przód (FLIR — forward looking infrared, konstrukcji firmy GEC Atlantic*),

— system automatycznego zbierania i przetwarzania informacji (ATHS — automatic target hand-off system), umożliwiający szybką wymianę informacji o celach z innymi samolotami, śmigłowcami pola walki, ośrodkami dowodzenia itp.,

— system treningu walki powietrznej i oceny umiejętności w tym zakresie (ACTES — air combat training and evaluation system),

— system obserwacji terenu i porównywania go z zakodowaną mapą Terprom**) (taki sam jak w samosterujących pociskach typu Cruise), połączony z wysokościami mierzem radarowym,

— noktowizyjne okulary pilota (typu Cat's Eyes — podobne do stosowanych w śmigłowcach bojowych) sprzężone z systemem laserowym oznaczania celu.

Samolot ma być uzbrojony w 6 pocisków przeciwzłogowych (powietrze-ziemia) Maverick, podwieszanych po 3 pod skrzydłami; jest też możliwe użycie podwieszanego zasobnika z 4-lufowym obrotowym działkiem General Electric kal. 30 mm, z taką samą amunicją jak działko GAU-8 z 350 pociskami. Jako uzbrojenie obronne zostaną zachowane, standardowe dla samolotu F-16, dwa pociski powietrze-powietrze krótkiego zasięgu (AIM-9 Sidewinder lub nowej generacji) na końcach skrzydeł.

W podobnym kierunku są prowadzone prace nad rozwojową wersją samolotu taktycznego Link Temco Vought A-7 Corsair II, oznaczoną A-7 Plus. Zdaniem niektórych ekspertów, nie będzie on jednak konkurencyjny dla F-16CAS.

*) Są prowadzone porównawcze badania podobnych systemów: Martin Marietta Pathfinder, Hughes TINS i Ford NITE OWL. Następną generacją takiego systemu będzie aparatura zabudowana na stałe w płatowcu, z czujnikami sterowanymi przez automatyczny system w kasku pilota.

**) Na prototypowym F-16/79 zastosowano podobny system — podwieszany zasobnik Honeywell.

LITERATURA

1. P. GRASSET: Du F-16 ... au A-16. Le „Thunderbolt” II va devenir l'OA-30. *Aviation Magazine International*, 1987, nr 938, s. 18÷19
2. P. LAUREAU: General Dynamic F-16 „Fighting Falcon”. La saga texane continue. *Aviation Magazine International*, 1987, nr 942, s. 36÷41

Warunki prenumeraty na 1989 r.

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

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

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

Uwaga! Miesięcznik *Aura* może być zamawiany w prenumeracie ulgowej również przez uczniów szkół ogólnokształcących.

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

Wpłaty na prenumeratę są przyjmowane w terminach:

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

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

Informacji o prenumeracie udziela — Zakład Kolportażu Wydawnictwa NOT SIGMA (ul. Bartycka 20, 00-716 Warszawa) skr. poczt. 1004, 00-950 Warszawa, tel. 40-00-21 w. 248, 249, 293, 297, 299 lub 40-30-86 i 40-35-89.

Egzemplarze archiwalne czasopism — można nabywać za gotówkę w Klubie Prasy Technicznej, Warszawa, ul. Mazowiecka 12 (tel. 27-43-65) lub zamówić pisemnie. Zamówienia na egzemplarze archiwalne czasopism przyjmuje: Zakład Kolportażu, Dział Handlowy, 00-950 Warszawa, skr. poczt. 1004 (tel. 40-37-31), na rachunek dla instytucji lub za zaliczeniem pocztowym dla osób fizycznych.

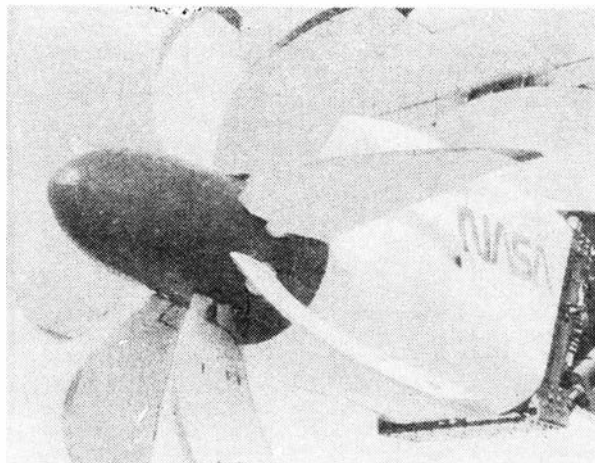
Wstępna cena prenumeraty TLiA na 1989 r., kwartalna normalna 900 zł, kwartalna ulgowa 180 zł, półroczna normalna 1800 zł, półroczna ulgowa 360 zł, roczna normalna 3600 zł, roczna ulgowa 720 zł.

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

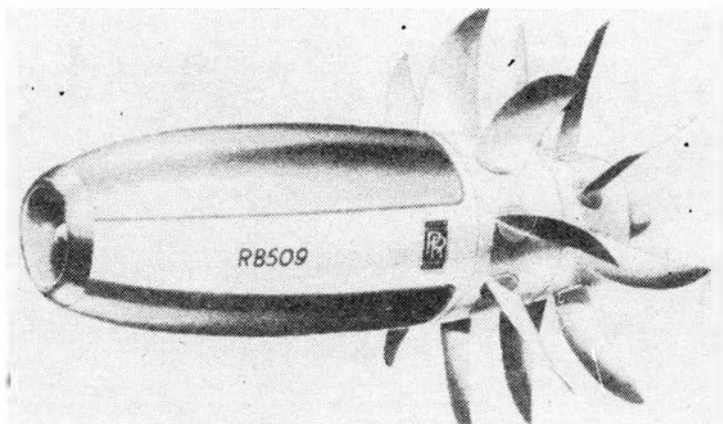
Śmigła wentylatorowe (I)

W nowoczesnej technice śmigłowej ATP — Advanced Technology Propeller — są stosowane nowe metody obliczeniowe i konstrukcyjne oraz nowe materiały, jak włókno szklane, węglowe i borowe. Śmigła są powszechnie stosowane w „małym” lotnictwie (General Aviation) oraz w samolotach pasażerskich na krótkie trasy. Śmigła o konstrukcji konwencjonalnej pracują w zakresie prędkości lotu aż do liczby Macha 0,6 (ok. 700 km/h). Intensywne prace rozwojowe, w wyniku których powstały śmigła-wentylatory (propfan) pozwalają na rozszerzenie zakresu pracy śmigieł przy zachowaniu 80% sprawności napędowej aż do prędkości lotu odpowiadających liczbie Ma 0,7 do 0,8, więc prędkości lotu przy ziemi 860÷980 km/h, czyli zakresu obecnie opanowanego przez napęd odrzutowy. Te śmigła zastosowane do silników turbinowych pozwalają na znaczne zmniejszenie zużycia paliwa — w porównaniu z napędem odrzutowym, a także obniżają poziom hałasu, co pozwala sprostać przepisom ograniczającym hałas.

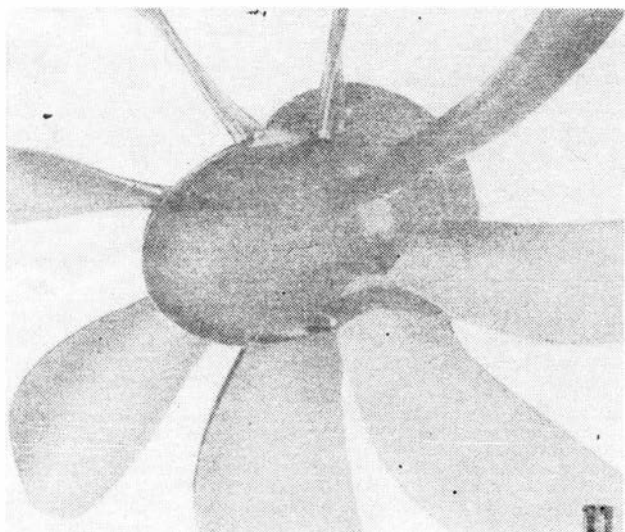
Propfan, zwany dalej śmigłem wentylatorowym, w porównaniu ze śmigłem konwencjonalnym odznacza się mniejszą średnicą (przy tej samej mocy silnika) i większą liczbą łopatek wynoszącą 6÷8, a w przypadku układów przeciwbieżnych 2×6 i 2×8. Łopaty są krótkie, mają krzywoliniową krawędź natarcia, przy czym krzywizna zwiększa się wzdłuż długości łopaty. Łopaty mają więc kształt szablasty. Stosuje się profile nowej generacji o zmniejszonej grubości względnej. Celem takiego ukształtowania łopatek i ich profili jest zwiększenie ich krytycznej liczby Macha, po przekroczeniu której powstaje kryzys falowy, powodujący znaczne zmniejszenie sprawności śmigła. Na końcach łopatek, gdzie prędkości obwodowe są największe, stosuje się najcieńsze profile (do 4% grubości) i skos do 45°, bliżej nasady mogą i muszą być stosowane profile grubsze (ze względów wytrzymałościowych i sztywnościowych). Należy pamiętać, że miarodajne są oczywiście wypadkowe prędkości opływu łopatek, będące wektorową sumą prędkości obwodowej i prędkości lotu. Małe



Rys. 2. Śmigło wentylatorowe firmy Hamilton Standard, układ ciągnący, napędzane silnikiem turbinowym Allison 501-M78



Rys. 3. Przeciwbieżne śmigło wentylatorowe pchające, napędzane silnikiem Rolls-Royce RB 509, wg studiów firmy Rolls-Royce



Rys. 1. Śmigło wentylatorowe (propfan)

średnice śmigieł wentylatorowych ułatwiają spełnienie wymagań wytrzymałości i sztywności oraz obciążenia piast śmigłowych i mechanizmów zmiany skoku. Najczęściej spotyka się układy pchające, które lepiej się komponują z silnikami turbinowymi.

Wpływ skosu płata na zwiększenie krytycznej liczby Ma jest powszechnie znany. Tabl. 1 ilustruje przyrost Ma_{kr} w zależności od kąta skosu łopaty.

Zmniejszanie grubości względnej profilu łopatek też podnosi krytyczną liczbę Ma. I tak, w porównaniu z profilem o grubości 10%, zwiększenie krytycznej liczby Macha pokazuje tabl. 2. Natomiast przejście z profilu 10% i płata prostego o krytycznej liczbie Ma równej 0,7 daje korzyści pokazane w tabl. 3.

Budowa cienkich, zakrzywionych łopatek wymaga stosowania udoskonalonej technologii (ATTP — Advanced Technology Turbopropellers).

TABLICA 1

Ma_{kr} łopaty prostej	0,6	0,7	0,8
Skos 10°	0,003	0,004	0,005
20°	0,018	0,021	0,024
30°	0,045	0,052	0,060
40°	0,084	0,098	0,112
45°	0,108	0,126	0,144
przyrosty ΔMa_{kr}			

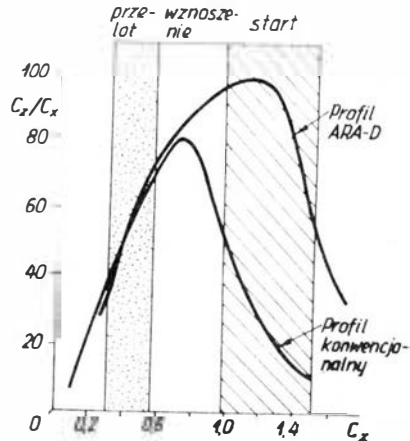
TABLICA 2

Współczynniki siły nośnej C_z	0,1	0	
Grubość względna profilu	8%	0,026	0,052
	6%	0,055	0,051
	4%	0,090	0,083
		przyrost Ma_{kr}	

TABLICA 3

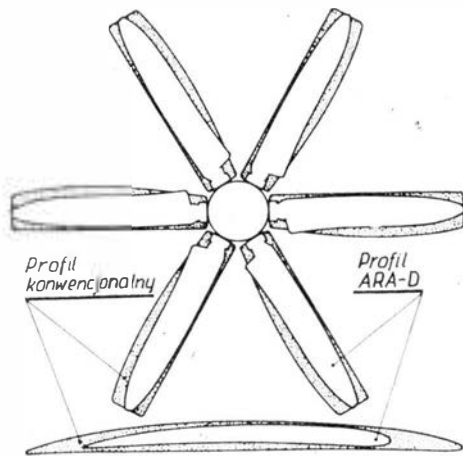
	ΔMa_{kr}	Ma_{kr}
Przy zmniejszeniu grubości do 6% i skosie 40°	0,15	0,85
Przy zmniejszeniu grubości do 4% i skosie 45°	0,21	0,91

Również kształt profilów łopatek uległ znacznej ewolucji. Ostatnio opracowano różne rodziny profili charakteryzujące się małym współczynnikiem oporu, dużą wartością stosunku C_z/C_x dla dużych C_z , co odpowiada warunkom



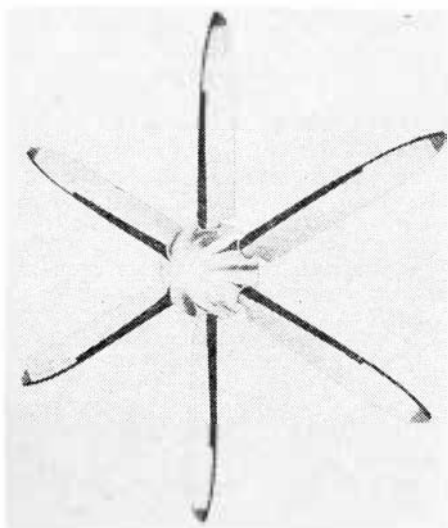
Rys. 4. Zależność (C_z/C_x) od C_x dla zwykłego śmigła i dla śmigła projektowanego wg ARA-D

startu i wznoszenia, oraz dużą krytyczną liczbą Macha. Firma Dowty Rotor współpracująca z ARA (Aircraft Research Association) w Bedfordzie produkuje obecnie takie profile łopatek do samolotów turbośmigłowych; osiągają one



Rys. 5. Śmigło 6-łopatowe wg konstrukcji konwencjonalnej i wg techniki ARA-D

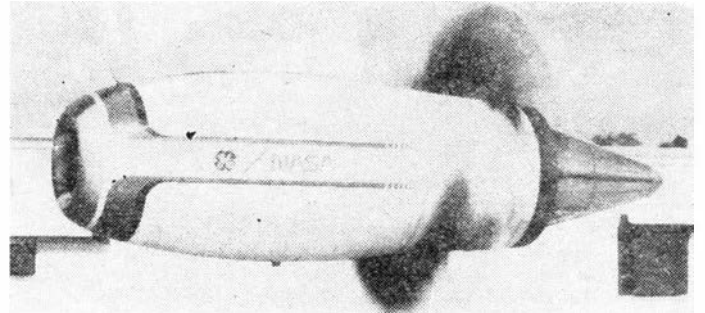
w locie podróznym sprawność 88,5%, a przy wznoszeniu 88,0%. Pracujące nad śmigłami wentylatorowymi firmy amerykańskie Boeing i General Electric podają, że wprowadzą je do użytku już w 1992 r. Również McDonnell Douglas, Allison i Hamilton Standard, rozwijające nowy rodzaj napędu, zapowiadają wprowadzenie śmigieł wentylatoro-



Rys. 6. Śmigło wg nowej techniki ATTP do samolotu Fokker 50

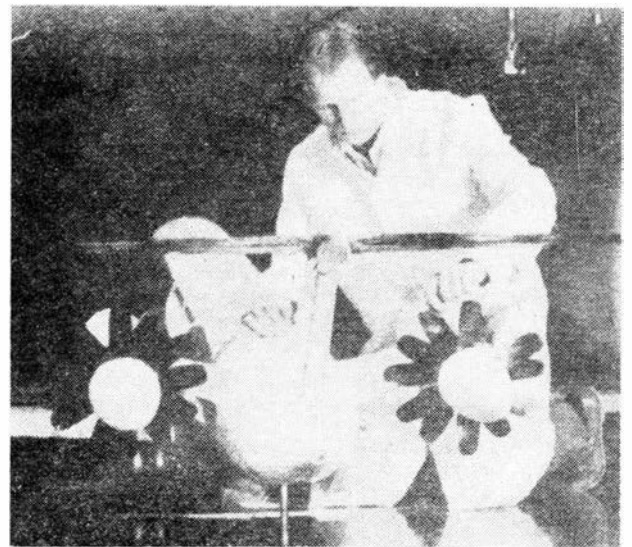
wych we wczesnych latach dziewięćdziesiątych. Firmy Airbus Industries i Rolls-Royce, jak również Pratt and Whitney nie podają terminów, ale współpracują z firmą Allison. Zresztą te firmy pracują nad różnymi rozwiązaniami.

Pierwsze badania były przeprowadzone na małych modelach pojedynczych śmigieł w tunelach aerodynamicznych. Następnie próbom poddano układy śmigieł przeciw-



Rys. 7. Zespół napędowy rozwijany przez firmę General Electric wspólnie z NASA, składający się z silnika turbinowego i śmigła wentylatorowego przeciwbieżnego UDF

bieżnych i w dużych tunelach aerodynamicznych przeprowadzono badania śmigieł w naturalnej wielkości, napędzanych silnikami turbinowymi. Firma Allison przewiduje przeprowadzenie prób w locie na samolocie Gulfstream.



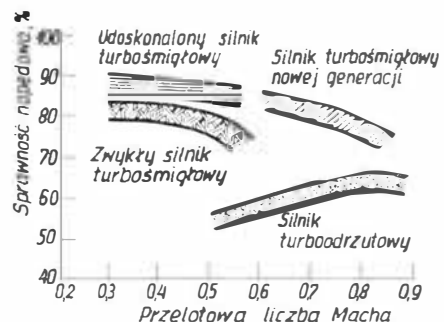
Rys. 8. Model samolotu MD-91X z napędem typu UDF 2 x 6 łopatek

Na czym polega istota sukcesu śmigieł wentylatorowych? Niezależnie od już przedstawionego wzrostu krytycznej liczby Macha łopatek, należy szerzej omówić współpracę układu śmigło-silnik turbinowy. Warto tu sięgnąć do podstawowych wzorów napędu odrzutowego.

Wyrażenie na ciąg:

$$R = \dot{m}(V_j - V_0)$$

i na sprawność napędową zewnętrzną:



Rys. 9. Zależność sprawności napędowej η_z od liczby Macha dla warunków przelotowych dla różnych napędów

cd. na III s. okł.

Analiza wyników pomiarów osiągow samolotu śmigłowego

Cz. III – Charakterystyka zespołu napędowego

Mgr inż. ANDRZEJ KARDYMOWICZ

Charakterystyka silnika tłokowego

Redukcja wyników pomiarów osiągow, przy której konieczna jest znajomość mocy silnika oraz sprawności śmigła, wymaga określenia obu tych wartości z odpowiednią dokładnością. Tymczasem dokładność, z jaką można odczytać moc z typowych charakterystyk silnika podawanych w opisie technicznym lub instrukcji użytkownika jest na ogół nieduża. Wystarcza ona do użytkownika silnika, jednak przy redukcji wyników pomiarów osiągow wymagania są wyższe, gdyż:

— niezbędna jest duża dokładność, bowiem błędy i rozrzut przyjętej wartości mocy przy redukcji przenoszą się do wynikowej charakterystyki samolotu, a przy obliczaniu osiągow — do uzyskiwanych wartości, np. wznoszenia lub gradientu,

— potrzebna jest możliwość określenia wartości mocy dla wszelkich (także „nieokrągłych”) wartości obrotów i ciśnienia ładowania. W praktyce często okazuje się, że obroty silnika wynosiły np. nie 2200 obr/min, którą to wartość pilot utrzymywał na obrotomierzu, ale 2170 obr/min (po uwzględnieniu błędu przyrządu). Odczytanie (w ścisłym znaczeniu tego słowa) mocy dla takich obrotów jest niemożliwe, gdyż typowy wykres zawiera krzywe tylko dla pełnych setek obrotów na minutę. Interpolacja pomiędzy liniami jest kłopotliwa i mało dokładna,

— zastosowanie komputera do obróbki wyników pomiarów osiągow narzuca konieczność znalezienia takiej metody określania mocy silnika, która nadawałaby się do wprowadzenia do programu (tzn. nie wymagałaby nadmiernej ilości miejsca w pamięci oraz pozwalała na obliczanie mocy różnych silników tłokowych — po wprowadzeniu odpowiedniego zestawu stałych danych charakteryzujących silnik).

Charakterystyka ciśnieniowa — wprowadzenie

Punktem wyjścia do praktycznego rozwiązania tej kwestii jest charakter wykresu, przedstawiającego zależność mocy silnika od obrotów i ciśnienia ładowania (na wysokości 0 m w atmosferze wzorcowej). Wykres ten (uzupełniony krzywymi jednostkowego zużycia paliwa) jest wg [2] nazywany charakterystyką ciśnieniową. Wprawdzie, jak wspomniano, charakterystyka w postaci wykresu nie ma bezpośredniego zastosowania w opisywanej metodzie opracowania wyników pomiarów w locie, ale stanowi najbardziej przejrzystą ilustrację omawianych zagadnień i dlatego w artykule będzie służyła do „wizualizacji” omawianych kwestii.

Dla typowego silnika wolnossącego albo wyposażonego w sprężarkę z napędem mechanicznym (tzn. taką, której obroty są liniowo zależne od obrotów wału korbowego) zależność mocy od ciśnienia ładowania przy stałych obrotach może być w praktyce (dla zakresu eksploatacyjnego) przedstawiona funkcją liniową:

$$N = A_n \cdot p_k + B_n \quad (1)$$

Wartości A_n i B_n zależą (ogólnie biorąc) od obrotów silnika.

Należy podkreślić, że powyższe stwierdzenia odnoszą się do silników, w których nie występują urządzenia zmieniające (w wyraźnym stopniu) skład mieszanki w zależności od obrotów czy otwarcia przepustnicy, gdyż wtedy linie stałych obrotów mogą w wyraźny sposób odbiegać od linii prostych.

Budowę wykresu charakterystyki ciśnieniowej silnika pokazano na rys. 1. Lewym ograniczeniem użytkowej części wykresu bywa zazwyczaj wartość p_k wynosząca 400÷500 mm Hg*, prawym zaś linia odpowiadająca maks.

* Wartości mocy lub ciśnienia ładowania były dotychczas podawane w KM oraz mm słupa rtęci i dlatego do nich odnoszą się stwierdzenia artykułu.

osiągalnemu (przy pełnym otwarciu przepustnicy) ciśnieniu ładowania. Jest to oczywiście ograniczenie „naturalne”, czyli wynikające z fizycznych możliwości silnika. Niezależnie od tego, czy jest ono dozwolone w eksploatacji, czy też, jak często się zdarza, dla mocy maks. przy ziemi jest podane jakieś inne, ograniczone w stosunku do maks. osiągalnego ciśnienia ładowania, linia pełnego otwarcia przepustnicy ma ważne znaczenie przy ustalaniu wykresu charakterystyk silnika. Prawostronne „naturalne” ograniczenie charakterystyki na ogół nie jest linią prostą (choć na uproszczonych wykresach bywa tak rysowane). Dla silników wolnossących, wskutek zjawiska wzrostu oporu przepływu powietrza przez filtr i gaźnik, przy powiększaniu obrotów ciśnienie ładowania spada i linia ma charakter krzywej *I* na rys. 1. Dla silników ze sprężarką napędzaną od wału korbowego, w miarę wzrostu obrotów, ciśnienie za sprężarką rośnie i to na ogół w stopniu na tyle dużym, że (mimo większych strat) obserwuje się wzrost p_k wraz ze wzrostem obrotów (krzywa *II* na rys. 1). Dla silników wyposażonych w sprężarki dwubiegowe krzywa może składać się z dwóch odcinków typu *II*, z przejściem z jednego na drugi przy obrotach odpowiadających „przełączaniu biegu” (przy którym zresztą może wystąpić nawet przesunięcie odcinków krzywej względem siebie — wzdłuż linii stałych obrotów).

Linie stałych obrotów

Punktem wyjścia do określenia charakterystyki silnika jest obliczenie współczynników linii przedstawiającej zależność mocy od ciśnienia ładowania przy stałych obrotach, opisanej zależnością (1). Współczynniki te można znaleźć metodą minimum sumy kwadratów błędów, co prowadzi do układu równań:

$$A_n \sum_{i=1}^m p_{ki}^2 + B_n \sum_{i=1}^m p_{ki} = \sum_{i=1}^m N_i p_{ki} \quad (2)$$

$$A_n \sum_{i=1}^m p_{ki} + B_n \cdot m = \sum_{i=1}^m N_i \quad (3)$$

gdzie:

N_i — moc silnika (dla punktu pomiarowego o numerze i),
 p_{ki} — ciśnienie ładowania dla tego punktu,
 m — liczba punktów dla danych obrotów n .

Wykonanie powyższych obliczeń dla każdej wielkości obrotów, dla której są dostępne wyniki pomiaru mocy (sprowadzone do wysokości 0 m atmosfery wzorcowej), pozwala znaleźć współczynniki A_n i B_n dla tej wartości obrotów, a tym samym wyznaczyć położenie odpowiedniej linii na charakterystyce ciśnieniowej. Jeżeli są dostępne wyniki pomiarów dla odpowiednio dużego zakresu obrotów, można ocenić charakter zmienności A_n i B_n z obrotami.

Dla typowego silnika wartości A_n rosną wraz ze wzrostem obrotów, ale wzrost ten nie jest liniowy — kolejnym setkom obrotów na minutę odpowiadają coraz mniejsze przyrosty A ; wartości B_n na ogół nie wykazują żadnej wyraźnej tendencji, leżą natomiast (z niewielkim rozrzutem) w pobliżu wartości odpowiadającej $B = -(0,3 \div 0,45) N_{n,0,m}$, czyli mocy nominalnej silnika (jak pokazano na rys. 2). W tej sytuacji można uczynić założenie, że dla wszystkich obrotów B jest jednakowe, a wartość tę można znaleźć, uśredniając wartości B_n (co — choć nie jest teoretycznie bez zarzutu — stanowi praktyczne rozwiązanie zadania). Wtedy oczywiście na rys. 2 wszystkie linie mocy przecinałyby oś pionową w tym samym punkcie. Po obliczeniu B należy powtórnie określić wartości A_n dla poszczególnych obrotów, wprowadzając $B = \text{const}$. Można to zrobić, wykorzystując jedno z równań podanego wyżej układu, np. (3). Wtedy dla każdego obrotów:

$$A_n = \frac{\sum_{i=1}^m N_i - B \cdot m}{\sum_{i=1}^m p_{ki}} \quad (4)$$

Następnie, aby zorientować się co do przebiegu, zależności i rozrzutu punktów, jest celowe sporządzenie wykresu $A_n = f(n)$. Przykład takiego wykresu pokazano na rys. 3. Na ogół wielkości A_n układają się regularnie i można je aproksymować zależnościami:

$$A_{n \text{ apr}} = a \cdot n^2 + b \cdot n + c \quad (5)$$

zaś rozrzut wielkości A_n dla poszczególnych punktów w stosunku do wartości ze wzoru (5) leży poniżej 1%. Opisana powyżej metodyka pozwala na dokładne śledzenie poszczególnych etapów rachunku i upewnienie się, że dobierana charakterystyka dokładnie (z kontrolowaną liczbą dokładności) odpowiada rzeczywistej charakterystyce silnika.

Jeżeli są dostępne pełne wyniki próby silnika, tzn. pomiaru mocy dla 6÷10 wartości obrotów oraz kilku-kilkunastu wartości ciśnienia ładowania dla każdego obrotów, to wygodniejszą — i teoretycznie poprawniejszą — metodą jest znalezienie współczynników a, b, c i B występujących we wzorze:

$$N_{ia} = (a \cdot n^2 + b \cdot n + c) \cdot p_{ki} + B \quad (6)$$

bezpośrednio, z warunku minimum sumy kwadratów błędów. Jeżeli

$$S_b = \sum (N_i - N_{ia})^2 \quad (7)$$

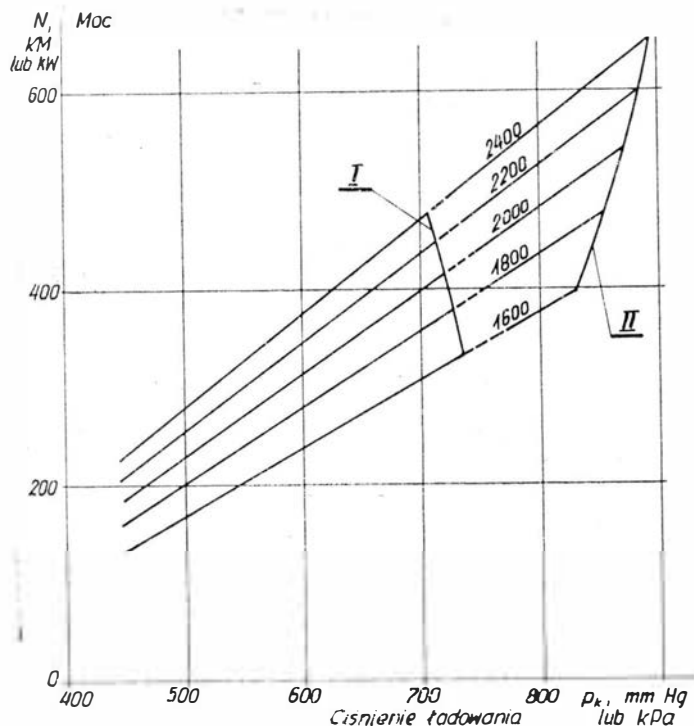
gdzie:

N_i — moc dla punktu i (z pomiaru),
 N_{ia} — moc dla punktu i obliczona wg wzoru (6),
to po podstawieniu w miejsce wartości N_{ia} prawej strony wzoru (6), z warunków:

$$\frac{\partial S_b}{\partial a} = 0, \quad \frac{\partial S_b}{\partial b} = 0, \quad \frac{\partial S_b}{\partial c} = 0 \quad \text{ i } \quad \frac{\partial S_b}{\partial B} = 0$$

po wykonaniu niezbędnych przekształceń, otrzymuje się układ równań liniowych o postaci:

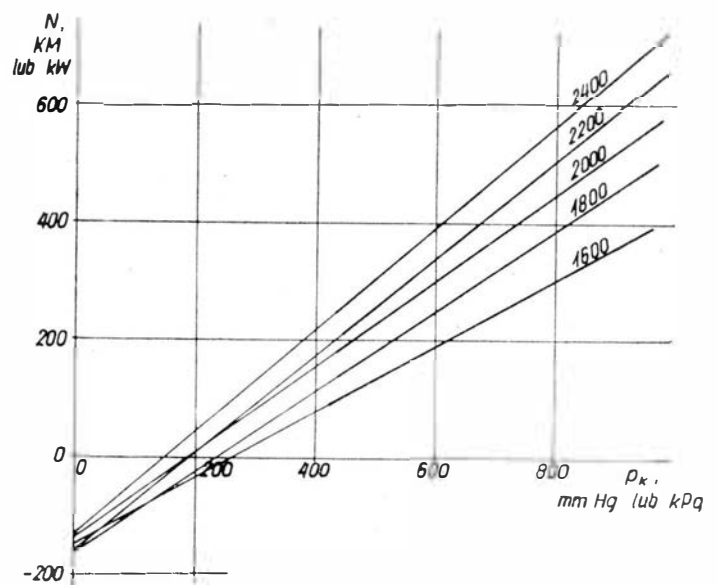
$$\begin{vmatrix} \sum n^4 p_k^2 & \sum n^3 p_k^2 & \sum n^2 p_k^2 & \sum n^2 p_k & a \\ \sum n^3 p_k^2 & \sum n^2 p_k^2 & \sum n p_k^2 & \sum n p_k & b \\ \sum n^2 p_k^2 & \sum n p_k^2 & \sum p_k^2 & \sum p_k & c \\ \sum n^2 p_k & \sum n p_k & \sum p_k & m & B \end{vmatrix} = \begin{vmatrix} \sum N_p n^2 p_k \\ \sum N_p n p_k \\ \sum N_p p_k \\ \sum N_p \end{vmatrix} \quad (8)$$



Rys. 1. Charakterystyka ciśnieniowa silnika: I, II — linie maks. ciśnienia ładowania; I — dla silnika wolnoobrotowego, II — dla silnika ze sprężarką

Układ ten ma pewne cechy utrudniające w praktyce jego dokładne rozwiązanie. Charakteryzuje się on bardzo dużymi różnicami wielkości pomiędzy poszczególnymi współczynnikami — jeżeli wartości obrotów są podawane w obr/min, a ciśnienie ładowania w mmHg, to $\sum n^4 p_k^2$ może wynosić ok. 10^{20} , podczas gdy $\sum p_k$ ok. 10^4 , zaś liczba punktów m — sto kilkadziesiąt. Ponadto układ ten bywa na ogół „zły uwarunkowany” — obie te cechy trzeba uwzględnić przy doborze metod rozwiązania. W praktyce może okazać się pożyteczne wprowadzenie (przy tworzeniu układu) dzielenia obrotów przez 10^3 , zaś ciśnienia ładowania — przez 10^2 oraz rozwiązywanie przy zastosowaniu np. rozkładu macierzy na iloczyn LU, a niezależnie od tego — sprawdzenie zarówno dokładności rozwiązania układu, jak i **błędów aproksymacji wszystkich wartości mocy**, podanych jako dane wejściowe. Dopiero pozytywne wyniki drugiego z tych sprawdzeń upoważniają do praktycznego korzystania ze znalezionych wartości współczynników.

Warto dodać, że zastosowanie podanej aproksymacji mocy silnika i znalezienie współczynników a, b, c i B tą ostatnią metodą jest możliwe także wtedy, gdy punkty pomiarowe były zdejmowane „w całym polu” równomiernie, a nie dla stałych obrotów, co było konieczne poprzednio.



Rys. 2. Typowy przebieg linii $N = f(p_k)$ przy $n = \text{const}$, dla różnych obrotów $n_1 < n_2 < n_3 \dots$. Przy aproksymacji punktów pomiarowych dla każdej linii osobno występuje pewien rozrzut punktów przecięcia osi pionowej

Ponadto jest możliwe wykorzystanie (z pełną dokładnością) punktów, przy których obroty różniły się pewną wartością od założonych — np. uzyskano 2530 zamiast zakładanych 2500 i dla tej wartości zmierzono moc. Znajomość współczynników pozwala na wykreślenie (dla sprawdzenia) typowych linii mocy dla stałych obrotów.

Linia maksymalnego ciśnienia ładowania

Danymi wyjściowymi do jej wyznaczenia są pomiary ciśnienia ładowania dla poszczególnych wartości obrotów, przy stałym otwarciu przepustnicy (wartości mocy nie są nawet konieczne): Najlepiej, gdy „stałe” otwarcie przepustnicy jest po prostu pełnym otwarciem. Jeżeli jednak (z powodu ograniczeń) nie jest to osiągalne, to prawostronne „naturalne” ograniczenie wykresu można uzyskać (z techniczną dokładnością) w sposób pośredni.

Ważne jest jednak, aby punkty dla stałego otwarcia przepustnicy obejmowały pełen zakres obrotów użytkowych silnika. Zależność ciśnienia ładowania od obrotów dla silnika sprężarkowego można z dużą dokładnością aproksymować za pomocą wyrażenia:

$$p_k = a_1 \cdot n^{b_1} \quad (9)$$

gdzie:

a_1 — wynosi 20÷300,

b_1 — wynosi 0,1÷0,5 (dla n w obr/min i p_k w mmHg).

Aby znaleźć współczynniki, należy rozwiązać układ równań liniowych utworzony z macierzy współczynników i kolumny wyrazów wolnych odpowiednio:

$$\left| \frac{\sum U^2}{\sum U} \quad \frac{\sum U}{k} \right| \left| \frac{\sum U \cdot V}{\sum V} \right| \quad (10)$$

przy czym:

$$U = \ln n, \quad (11)$$

$$V = \ln p_k, \quad (12)$$

k — liczba punktów.

Uzyskane odpowiedzi przedstawiają:

$$x_1 = b_1 \quad (13)$$

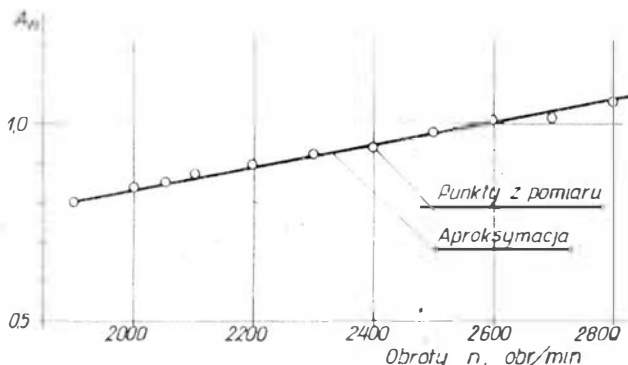
$$x_2 = \ln a_1 \quad (14)$$

W tym przypadku, jak i poprzednio, jest celowe sprawdzenie dokładności uzyskiwanych wyników dla upewnienia się o rachunkowej poprawności wyników oraz określenia odchylenia standardowego aproksymowanych wartości pomiarowych. Zbyt duża wielkość tego odchylenia wskazywałaby albo na znaczny rozrzut punktów pomiarowych, albo też na niewłaściwy (dla danego silnika) dobór funkcji aproksymującej. W tym ostatnim przypadku należałoby szukać właściwszej funkcji aproksymującej. Przykład aproksymacji pokazano na rys. 4.

Określenie położenia linii $p_{k \max}$

Wartości $p_{k \max}$ dla poszczególnych obrotów w dużym stopniu zależą od układu wlotowego silnika, użytego filtra powietrza, wpływu nadmuchu od śmigła, a także od rozkładu ciśnień wokół maski samolotu, który w locie jest inny niż na ziemi. Dlatego prawostronne ograniczenie charakterystyki ciśnieniowej będzie (ściśle biorąc) zależało od wymienionych czynników. Do redukcji wyników pomiarów w locie należy przyjąć to ograniczenie, które dotyczy lotu (nie zaś pomiarów na hamowni). Ze względu na praktyczne trudności, na jakie napotyka pomiar $p_{k \max}$ w funkcji obrotów w locie w całym zakresie obrotów, pomiar taki należy wykonać na ziemi i na jego podstawie możliwie jak najdokładniej określić współczynniki a_1 i b_1 .

Jeżeli, ze względu na ograniczenia dotyczące silnika, nie jest możliwy bezpośredni pomiar $p_{k \max}$ w funkcji obrotów dla pełnego zakresu obrotów (sytuację taką pokazuje rys. 5), można wykonać pomiar dla takiego (stałego dla wszystkich obrotów) położenia przepustnicy, dla którego



Rys. 3. Typowe rozmieszczenie wartości A_n w funkcji obrotów (wartości obliczone dla $B = \text{const}$) oraz przebieg linii aproksymującej A_n w funkcji obrotów

nie są przekraczane ograniczenia (linia 4 na rys. 5). Po wyznaczeniu a_1 i b_1 można sprawdzić tylko wpływ pełnego otwarcia przepustnicy dla dwóch-trzech wartości obrotów (punkty 5 na rys. 5), po czym ustalić — ze stosunku ciśnienia ładowania — nową wartość a_1 , odpowiadającą pełnemu otwarciu przepustnicy i linię $p_{k \max}$ (szczegóły wyjaśnia rys. 5).

Wspomniany wcześniej wpływ ciśnienia dynamicznego i rozkładu ciśnień wokół samolotu w locie można określić wykonując pomiary $p_{k \max}$ w funkcji wysokości ciśnieniowej dla różnych wysokości, w możliwie dużym zakresie, dla wybranych wartości obrotów. Ze względów praktycznych będą to z reguły obroty startowe i nominalne. Zmianę ciśnienia ładowania $p_{k \max}$ w funkcji wysokości można z bardzo dużą dokładnością przedstawić za pomocą wzoru:

$$p_{kH} = p_{k0} \left(A' \cdot \frac{p}{p_0} + B' \right) \quad (15)$$

gdzie:

p_{k0} — ciśnienie ładowania dla wysokości 0 m (AW),
 A' , B' — współczynniki, przy czym:

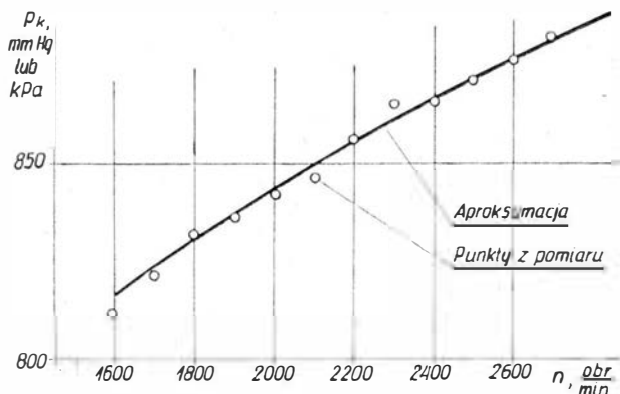
$$A' + B' = 1 \quad (16)$$

$\frac{p}{p_0}$ — gęstość względna w atmosferze wzorcowej.

Do obliczenia $\frac{p}{p_0}$ w atmosferze wzorcowej wg ICAO można posłużyć się wzorem:

$$\frac{p}{p_0} = \left(1 - \frac{H}{44\,333} \right)^{4,256} \quad (17)$$

gdzie H podano w m.



Rys. 4. Zależność $p_{k \max}$ od obrotów — wartości pomiarowe oraz przebieg linii aproksymującej

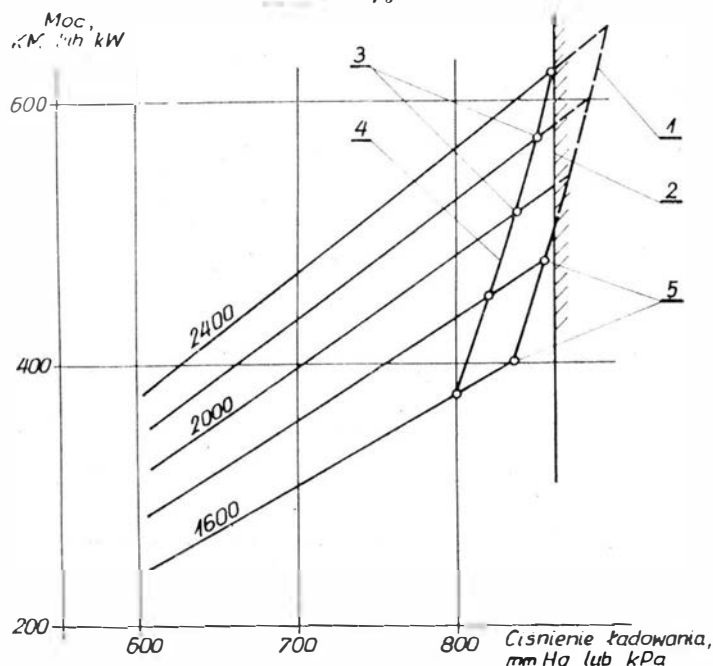
W zastosowaniu praktycznym bywa potrzebny również wzór na obliczenie wysokości w funkcji gęstości względnej, stanowiący jego dokładne odwrócenie:

$$H = -44\,333 \left[\left(\frac{p}{p_0} \right)^{\frac{1}{4,256}} - 1 \right] \quad (18)$$

który warto zaprogramować dokładnie w takiej formie, aby zapewnić dużą dokładność bez pisania zbyt długiego wykładnika.

Dysponując punktami pomiarowymi p_k w funkcji wysokości dla stałych obrotów, można zatem wyznaczyć (metodą minimum sumy kwadratów błędów) współczynniki zależności:

$$p_{kH} = A'' \frac{p}{p_0} + B'' \quad (19)$$



Rys. 5. Wyznaczanie linii $p_{k \max}$ na charakterystyce ciśnieniowej przy istnieniu ograniczeń: 1 — przebieg $p_{k \max}$ przy pełnym otwarciu przepustnicy, 2 — ograniczenie użytkowe — maks. dozwolona wartość p_k , 3 — punkty pomiarowe $p_k = f(n)$, 4 — linia $p_k = f(n)$ dla niepełnego otwarcia przepustnicy, mieszcząca się w ograniczeniu, 5 — punkty wykorzystane do ustalenia współczynnika a_1 dla linii 1

cd. na s. 20

Samolot pasażerski średniego zasięgu i pojemności

KONSTRUKCJA. Dwusilnikowy odrzutowy dolnopłat o konstrukcji mieszanej metalowo-kompozytowej.

Plat. Obrys dwutrapezowy z poszerzeniem między silnikami a kadłubem, profil nadkrzyżyczny Boeing, skos 25° w 25% cięciwy, wznios 5°, kąt zaklinowania 3°12'. Konstrukcja dwuczściowa, dwudźwigarowa, fail safe. Keson międzydźwigarowy metalowy, mieści się w nim integralne zbiorniki paliwowe. Część noskowa i spływowa skrzydła kompozytowa przekładkowa. Na całej rozpiętości noska znajduje się 10 segmentów slotów. Lotki na cały zakres prędkości eksploatacyjnych są konstrukcją przekładkowa z kompozytu grafitowego. Kłapy złożone z czterech segmentów są dwuszczelinowe; konstrukcja kłap podobna do konstrukcji lotek. Osiem segmentów spoilerów umieszczonych jest na górnej powierzchni skrzydła, konstrukcja spoilerów przekładkowa z kompozytu grafitowego. Owiewki przejścia skrzydło-kadłub wykonane z kompozytu grafitowo-kewlarowego, podobnie jak końcówki skrzydła. Pod skrzydłami umieszczone są pylony-wsporniki silników. W noskach skrzydeł instalacja przeciwołodziennia. Produkcja skrzydła B-757 jest w znacznym stopniu rozkooperowana; keson wykonują macierzyste zakłady, zebra pochodzą z Hawker-De Havilland of Australia, środkowa część płata produkuje Avco Aerostructures, wewnętrzne segmenty kłap — Shorts of Northern Ireland, zewnętrzne segmenty kłap — CASA (Hiszpania), sloty — zakłady Boeinga w Renton, spływowe części skrzydeł — Boeing Vertol, spoilerzy — Grumman, owiewki skrzydło-kadłub — Heath Tecna, końcówki skrzydeł — Schweitzer.

Kadłub. Przekrój złożony z wycinków okręgów. Konstrukcja półskorupowa metalowa fail safe. W konstrukcji wykorzystano ten sam przekrój i podobną konstrukcję segmentów kadłuba jak w samolocie Boeing B-727. Przód kadłuba osłonięty dielektryczną kopułą mieści radar meteorologiczny i nawigacyjny. Za przednią szczylną wręgą znajduje się wnęk podwozia przedniego, dalej za nią — bagażnik przedni dostępny przez drzwi z prawej strony kadłuba. Bagażnik przedni oddzielony od tylnego przez strukturę środkowej części skrzydła. Drzwi bagażnika tylnego są także umieszczone z prawej strony. Na górnym pokładzie znajduje się kabina załogi i kabina pasażerska wraz z pomieszczeniami gospodarczymi, korytarzami wejściowymi i toaletami. Wejścia do kabiny są usytuowane parami po obu stronach przedniej i tylnej jej części. Wyjścia awaryjne usytuowano nad skrzydłem — dwie pary po obu stronach kadłuba. W kabinie pasażerskiej fotele umieszczone w rzędach na sześć z przejściem środkowym, podobnie jak w samolotach B-727 i B-737. Liczba foteli zależy od wariantu wyposażenia wnętrza i gęstości ustawienia — wynosi



od 178 do 223. Wersja luksusowa Corporate ma kilka pomieszczeń o różnym przeznaczeniu. Tylna, nieciśnieniowa część kadłuba ma kształt zbliżony do stożkowego, w jej zakończeniu jest umieszczony pomocniczy zespół napędowy APU. Produkcja kadłuba jest rozkooperowana: główną, środkową część kadłuba wykonują zakłady Boeing-Renton, przednią z kabiną załogi — BMAC, tylną LTV Aerospace.

Usterzenie. Klasyczne, obrysy usterzeń trapezowe, oba usterzenia skośne, kąt zaklinowania usterzenia poziomego zmienny. Konstrukcja mieszana: trójdźwigarowa struktura stateczników metalowa, seryjnej konstrukcji kompozytowej, przekładkowe z kompozytu grafitowego na kompozytowym szkielecie. Stateczniki są produkowane przez LTV Aerospace, seryjnie — w zakładach Boeinga.

Sterowanie. Wszystkie powierzchnie sterujące wychylane hydraulicznie, instalacja sterowania wielokrotna.

Podwozie. Trójzespołowe, chowane hydraulicznie do kadłuba (przednie) i skrzydeł (główne). Wszystkie golenie teleskopowe. Koła podwozia przedniego zdwojone, na podwoziach głównych wózki czterokołowe. Koła podwozia głównego wyposażone w hydrauliczne hamulce tarczowe z urządzeniem przeciwoślizgowym. Producent podwozia — Menasco. Pokrywy podwozi z kompozytu kewlarowego.

Zespół napędowy. Dwa silniki wentylatorowe Rolls-Royce 535C (każdy o ciągu 16 640 daN). Pratt and Whitney PW 2037 (każdy o ciągu 17 000 daN) lub Rolls-Royce 535E4 (każdy o ciągu po 17 840 daN). Silniki zawieszane na pylonach pod skrzydłami. Osłony silników kompozytowe. Pomocniczy zespół napędowy APU Garrett GTC19 331-200.

Instalacje. Paliwowa — integralne zbiorniki skrzydłowe o łącznej pojemności 42 597 l. Elektryczna — napięcie 28 V prądu stałego, 115 V/400 Hz prądu przemiennego, 2 prądnice główne na silnikach, prądnica awaryjna napędzana przez APU, akumulator. Hydrauliczna — ciśnienie 20,7 MPa, wieloobwodowa, służy do sterowania podwoziem, lotkami, sterami, spoilerami, kłapami i hamulcami kół oraz do przestawia-

nia statecznika poziomego. Klimatyzacyjna — zapewnia odpowiednie parametry powietrza w ciśnieniowej części kadłuba. Przeciwołodziennia — na noskach skrzydeł.

Wyposażenie. Radar meteorologiczny, pilot automatyczny Collins FCS-700, zintegrowany wskaźnik oscyloskopowy EFIS-700, zespół sygnalizacyjny awarii EICAS, RMI-743, RDMI, system nawigacyjny Honeywell z żyroskopem laserowym, komputer sterowania lotem FMCS, komputer danych cyfrowych DADC Sperry. W samolotach przeznaczonych dla odbiorców europejskich — awionika firmy Bendix.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Program budowy nowych samolotów Boeinga oznaczonych 7X7, 7J7 i 7N7 ogłoszono w połowie lat siedemdziesiątych. Prace studyjne nad samolotami oznaczonymi 757, 767 i 777 rozpoczęto w 1978 r. Miały one być nową generacją samolotów krótkiego i średniego zasięgu, zdolnych do odparcia ekonomicznej ofensywy europejskiego konsorcjum Airbus Industrie. Samolot B-757 różni się od pozostałych dwóch modeli przede wszystkim kadłubem, w którym zastosowano segmenty adaptowane z B-727; nie należy więc do klasy samolotów szerokokadłubowych. Pierwsze opcje na B-757 złożono już jesienią 1978 r. Montaż prototypów rozpoczęto pod koniec 1979 r., montaż końcowy przeprowadzono w 1981 r., samolot przekazano do prób 13 stycznia 1982 r. i oblatano 19 lutego 1982 r. B-757 uzyskał certyfikaty FAA (21 grudnia 1982 r.) i CAA (14 stycznia 1983 r.). W produkcji znalazły się dwie wersje B-757:

— B-757-200 — początkowo z silnikami Rolls-Royce 535C, od 1984 r. także z silnikami PW 2037, a potem także z silnikami Rolls-Royce 535E4 (wariant o zwiększonym zasięgu),

— 77-52 — wersja Corporate/Executive z luksusowym wyposażeniem wnętrza; jest to samolot dyspozycyjny o specjalnym przeznaczeniu.

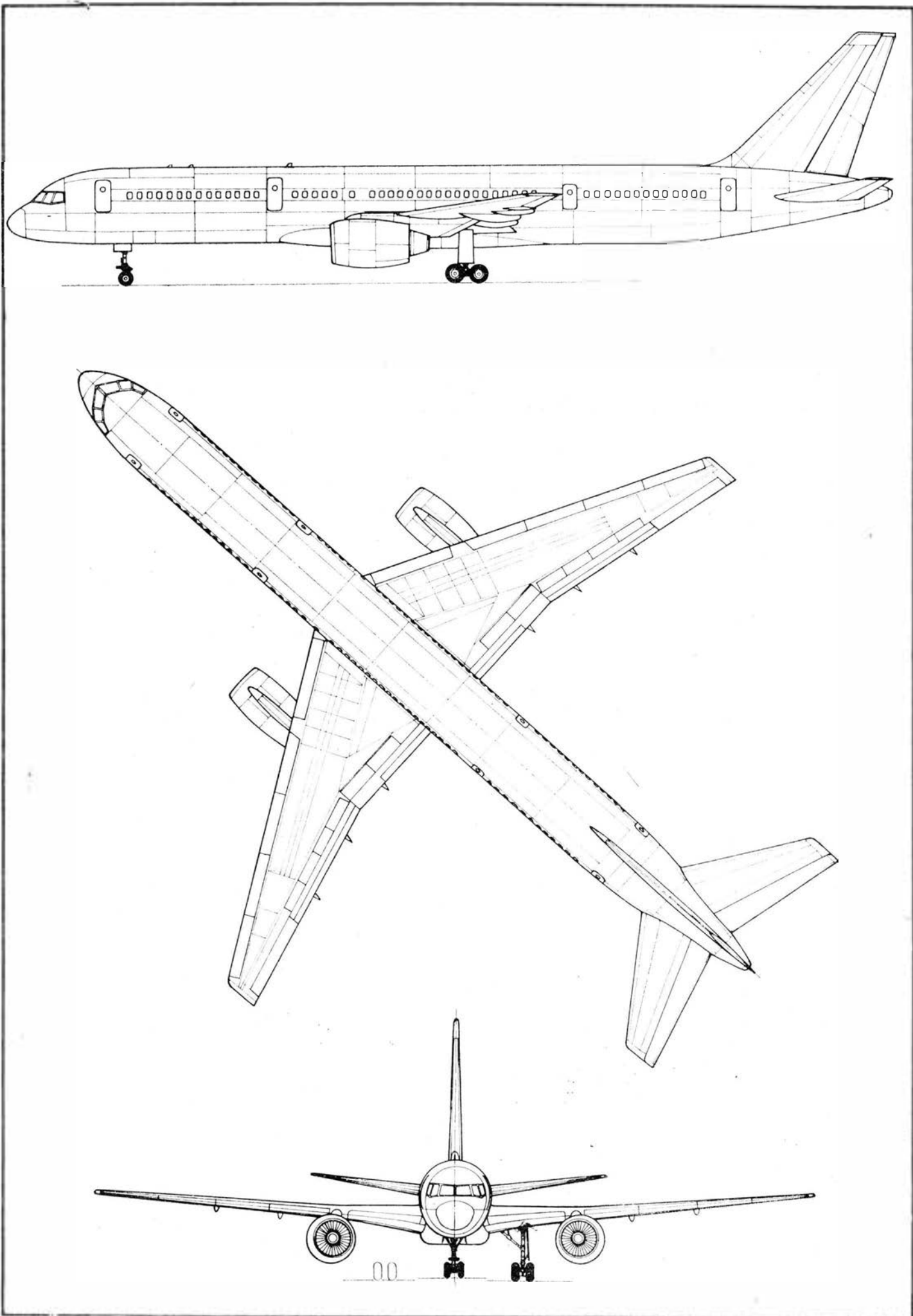
Rozkooperowanie produkcji wśród wytwórni zagranicznych (europejskich i australijskich) ma ułatwić promocję samolotu na tych rynkach.

DANE TECHNICZNE

	RR 535C	PW 2037	RR 535E4
Rozpiętość	38,05	38,05	38,05 m
Długość	47,32	47,32	47,32 m
Wysokość	13,56	13,56	13,56 m
Długość kadłuba	46,96	46,96	46,96 m
Cięciwa skrzydła u nasady	8,20	8,20	8,20 m
Cięciwa skrzydła przy końcówce	1,73	1,73	1,73 m
Rozpiętość usterzenia	15,21	15,21	15,21 m
Rozstaw podwozia	7,32	7,32	7,32 m
Baza podwozia	18,29	18,29	18,29 m
Długość wnętrza kabiny	36,09	36,09	36,09 m
Szerokość wnętrza kabiny	3,53	3,53	3,53 m
Wysokość wnętrza maks.	2,13	2,13	2,13 m
Powierzchnia podłogi	116,04	116,04	116,04 m ²
Pojemność wnętrza kabiny	275,98	275,98	275,98 m ³
Pojemność bagażnika przedniego	19,82	19,82	19,82 m ³
Pojemność bagażnika tylnego	30,87	30,87	30,87 m ³
Powierzchnia skrzydła	185,25	185,25	185,25 m ²
Powierzchnia lotek	4,46	4,46	4,46 m ²
Powierzchnia kłap	30,38	30,38	30,38 m ²
Powierzchnia slotów	18,39	18,39	18,39 m ²
Powierzchnia spoilerów	10,96	10,96	10,96 m ²
Powierzchnia statecznika pionowego	34,37	34,37	34,37 m ²
Powierzchnia steru kierunku	11,61	11,61	11,61 m ²
Powierzchnia usterzenia poziomego	50,35	50,35	50,35 m ²

	12,54	12,54	12,54 m ²
Powierzchnia steru wysokości	7,77	7,77	7,77
Wydłużenie skrzydła	57 266	57 125	57 379 kg
Masa własna	83 46	83 460	83 460 kg
Masa bez paliwa	99 790	99 790	99 790 kg
Masa startowa	108 860	108 860	108 860 kg
Masa startowa maks. dalekiego zasięgu	104 325	104 325	104 325 kg
Masa do lądowania	89 810	89 810	89 810 kg
Obciążenie pow. maks.	587,64	587,64	587,64 kg/m ²
Obciążenie ciągu maks.	3,27	3,20	3,05 kg/daN
Prędkość maks. (Ma)	0,86	0,86	0,86
Prędkość przelotowa (Ma)	0,80	0,80	0,8
Prędkość podejścia z kłapami	245	245	245 km/h
Wymagana długość pasa start.	1 817	1 770	1 640 m
Zasięg podstawowy	4 429	5 337	5 022 km
Zasięg maksymalny	6 319	7 394	7 079 km
Wymagana długość pasa start. przy maks. masie start.	2 365	2 310	1 950 m
Długość pasa do lądowania	1 100	1 400	1 400 m
Promień zakrętu na ziemi	29,87	29,87	29,87 m
Poziomy hałas: start (masa startowa maks.) podejście linia boczna		85,5 EPNdB 100,3 EPNdB 94,0 EPNdB	

T.M.



Specjalistyczny samolot transportowy do ładunków o bardzo dużych gabarytach

KONSTRUKCJA. Czterosilnikowy, turbośmigłowy, całkowicie metalowy dolnopłat z chowanymi podwoziem.

Plat. Obrys trapezowy, profil BAC 117 o grubości 22% u nasady i 9% przy końcówce, wznios 4°30', kąt zaklinowania 4°. Konstrukcja dwuczęściowa, dwudźwigarowa; między dźwigarami 26 żeber. W kezonach skrzydeł przestrzenie wypełnione przez gumowe zbiorniki paliwowe. Pokrycie skrzydła ze stopu Alclad. Na każdym skrzydle duży, niedzielony segment klapy Fowlera. Klapy zajmują 62% rozpiętości skrzydła, do ich struktury należą przedłużenia gondol silnikowych. Konstrukcja klap metalowa. Lotki o konstrukcji metalowej, wyposażone w klapy wyważające. Do skrzydła mocowane są cztery gondole silnikowe o konstrukcji półskorupowej. W nosku skrzydła instalacja przeciwoblodzeniowa. Cała konstrukcja skrzydła pochodzi z samolotu Boeing B-377 (C-97) i jest rozwinięciem struktury skrzydeł znanego bombowca B-29 opracowanego w ostatnich latach II wojny światowej.

Kadłub. Przekrój owalny, utworzony z połączenia dwóch okręgów, konstrukcja półskorupowa, metalowa. Przednia część kadłuba, mieszcząca kabinę załogi, wyposażenie radioelektroniczne i podwozie przednie jest w całości otwierana na bok w lewo podczas załadunku. Część środkowa stanowi dwuobwodowa rura, której górny obwód stanowi obudowa ładowni — przekrój kadłuba w rejonie jego środkowej części jest niezmienny, walcowy. Tylna część kadłuba zbiega się stożkowo, jest również klasyczną konstrukcją półskorupową i zawiera w swym wnętrzu tylny obszar ładowni pozbawionej okien. Struktura dolnych partii wszystkich części kadłuba jest adaptowana z samolotu B-377 (C-97), podobnie jak cały moduł kabiny załogi. W rejonie połączenia przedniej i środkowej części kadłuba są umocowane podpory postojowe.

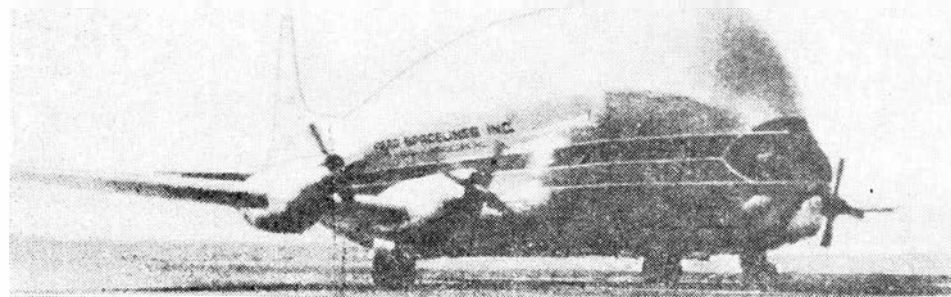
Usterzenie. Obrisy obu usterzeń trapezowe, konstrukcja stateczników półskorupowa, dwudźwigarowa, całkowicie metalowa. Stery również całkowicie metalowe, każdy zawieszony w czterech punktach. Wszystkie stery zaopatrzone w klapy wyważające.

Sterowanie. Stery i lotki wychylane za pomocą układów linkowo-dźwigniowych, klapy i klapy wyważające wychylane elektrycznie.

Podwozie. Trójzespolowe, chowane elektrycznie do kadłuba (przednie) i do gondol skrzydłowych (główne). Podwozie przednie sterowane, z tłumikiem drgań poprzecznych; koła dwójone; kierunek chowania — ku tyłowi. Podwozie główne z goleniami teleskopowymi, koła dwójone zaopatrzone w hamulce; kierunek chowania — ku przodowi. Amortyzacja olejowo-gazowa. Wymiary ogólnienia: główne 1.42 x 0.40 m; przednie — 0.91 x 0.32 m. Podwozie jest adaptowane z samolotu B-377, amortyzatory główne Cleveland 8800, amortyzator przedni adaptowany z samolotu B-707.

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość skrzydła	47,62 m
Długość	43,84 m
Wysokość	14,78 m
Cięciwa skrzydła u nasady	5,02 m
Cięciwa skrzydła przy końcówce	2,26 m
Rozpiętość usterzenia	17,48 m
Rozstaw podwozia	13,29 m
Baza podwozia	12,71 m
Srednica śmigieł	4,11 m
Prześwit śmigieł	1,33 m
Długość wnętrza ładowni	23,99 m
Szerokość wnętrza ładowni	7,65 m
Szerokość podłogi ładowni	3,96 m
Wysokość w ładowni	7,77 m
Pojemność wnętrza ładowni	1104 m ³
Powierzchnia skrzydła	182,52 m ²
Powierzchnia lotek	8,59 m ²
Powierzchnia klap	33,28 m ²
Powierzchnia statecznika pionowego	42,46 m ²
Powierzchnia steru kierunku	10,22 m ²
Powierzchnia usterzenia poziomego	33,72 m ²
Powierzchnia sterów wysokości	7,38 m ²
Wydłużenie skrzydła	12,43
Masa własna	45 359 kg



Zespół napędowy. Cztery silniki turbośmigłowe Allison 501-D22C o mocy 3615 kW każdy, śmigła czterolopatowe metalowe o stałych obrotach Hamilton Standard 54H60-123. Silniki umieszczone w gondolach wybudowanych przed noskiem skrzydła, osie silników usytuowane nad profilem skrzydła. Osłony zespołów napędowych metalowe. Silniki, śmigła i osłony zespołów napędowych oraz łoża silników adaptowane z samolotu Lockheed P-3A Orion. Wyloty spalin skierowane za krawędź spływu skrzydła.

Instalacje. Paliwowa — zbiorniki skrzydłowe o łącznej pojemności 28 700 l, napełnianie grawitacyjne lub ciśnieniowe. Hydrauliczna — tylko do hamulców kół i wycieraczek szyb kabiny pilotów. Elektryczna — cztery alternatory 90 kVA prądu stałego i cztery alternatory 300 A prądu przemiennego, służy do zasilania odbiorników pokładowych, wychylania klap podskrzydłowych i wypuszczania oraz chowania podwozia i napędu kłapek wyważających. Klimatyzacyjna — zapewnia nadeśnienie 4 kPa, zasilana z turbiny ekspansyjnej Stratos/Fairchild. Tlenowa — pojemność 11,43 m³. Przeciwoblodzeniowa — noski skrzydeł ogrzewane gorącym powietrzem z upustów sprężarek silników. Łopaty śmigieł ogrzewane elektrycznie. Olejowa — pojemność zbiorników 38 l.

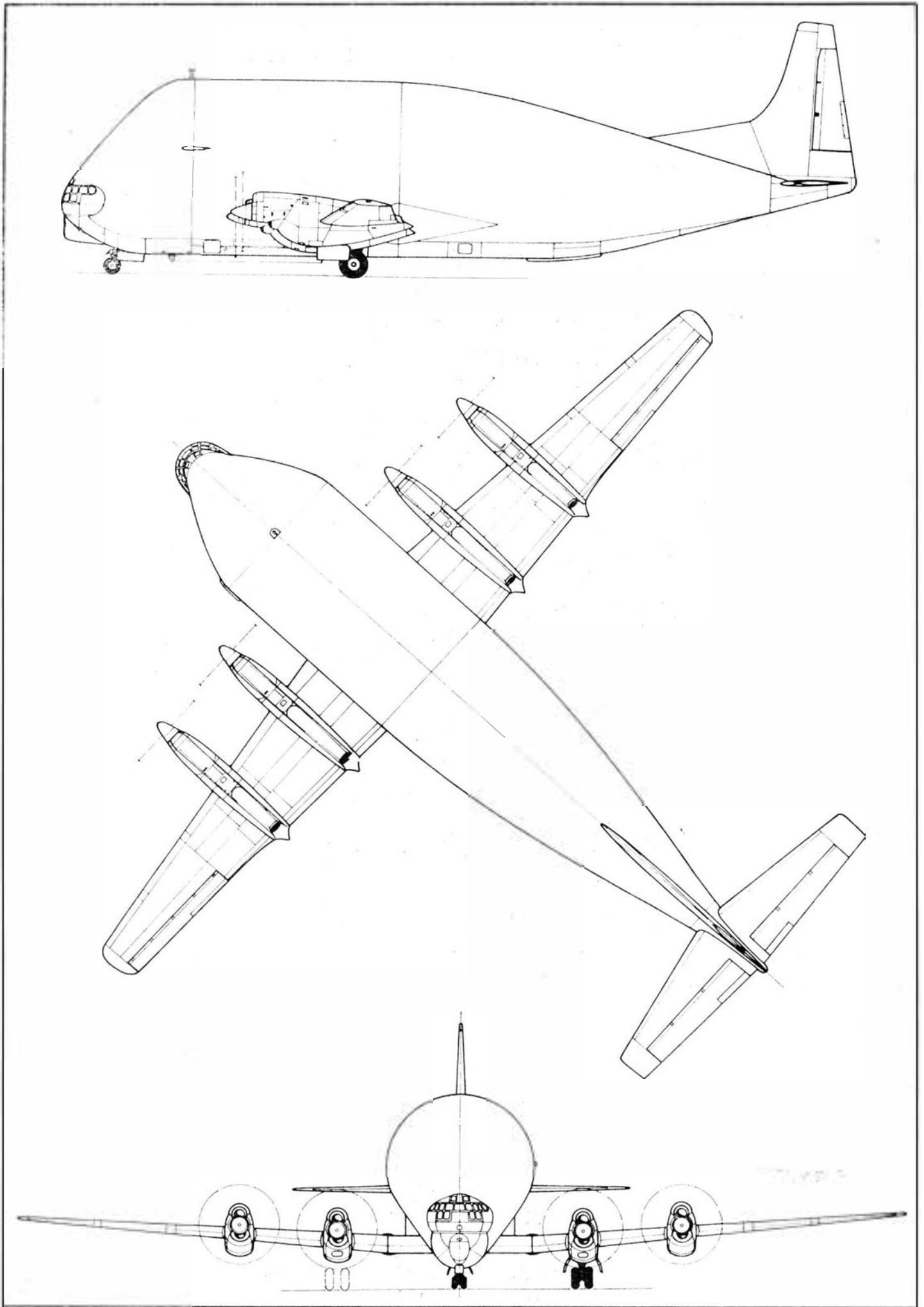
Wyposażenie. Radar AVQ-55, wyposażenie radiowe Collins, radiowysokościomierz, 2 radiostacje HF, zdwojony zestaw przyrządów do lotów IFR, system nawigacyjny LORAN.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Historia tego samolotu sięga połowy drugiej wojny światowej, gdyż jego podstawowe elementy są rozwinięciem elementów składowych znanego bombowca strategicznego Boeing B-29. Bezpośredni wpływ na powstanie tego niezwykłego samolotu miał rozwój techniki kosmicznej — budowano coraz większe rakiety, które należało przewozić na miejscu użycia, a żadne inne środki transportu (oprócz transportu wodnego) nie mogły byćbrane pod uwagę. W 1961 r. przystąpiono do przebudowy samolotu Boeing B-377 (ozn. wojskowe USAF: C-97), należącej na nabudowanie na istniejącej strukturze kadłuba nowej konstrukcji osłabionej ładowni o wymaganych gabarytach samolot ten nazwano B-377PG. Projekt Guppy i oblatano 19 września 1962 r. Nowe potrzeby przewozowe skłoniły kon-

struktorów do opracowania powiększonej wersji tego samolotu — dokonano przedłużenia kadłuba i powiększenia jego średnicy, zastosowano otwierany przed kadłuba i nowe, powiększone usterzenie. Ta nowa wersja nazwana B-377SG Super Guppy i oblatano 31 sierpnia 1965 r.; wersja ta została stworzona specjalnie do transportu wielkich członów rakiet Saturn V z realizowanego wówczas programu Apollo. W samolocie B-377SG zastosowano także napęd turbośmigłowy, adaptując gotowe zespoły napędowe z samolotu P-3A Orion. Sukces i przydatność samolotów Pregnant Guppy i Super Guppy zdecydowały o ich docenieniu przez innych potencjalnych użytkowników — nowe zamówienia zaowocowały opracowaniem kolejnej wersji nazwanej B-377MG Mini Guppy, zbliżonej do Pregnant Guppy, lecz z dostępnym do ładowni proz otwarcia na bok tylnej części kadłuba wraz z usterzeniem (podobnie jak w znanym kanadyjskim samolocie transportowym CL-44). Mini Guppy był napędzany silnikami tłokowymi Pratt and Whitney R-4360 Wasp Major (po 2576 kW każdy), a jego prototyp oblatano 24 maja 1967 r. Rozwinięciem Mini Guppy był Mini Guppy 101, różniący się od niego zastosowaniem napędu turbośmigłowego (taki sam jak w Super Guppy) i otwieraniem przodu kadłuba. Oprócz producentów rakiet nośnych użytkownikami Guppy stali się wytwórcy samolotów — transportowe Guppy nadawały się do przewożenia wielkich sekcji kadłubów między kooperującymi zakładami. Potrzeby i tu stałe, choć powoli rosły, co doprowadziło do powstania kolejnej, największej z dotychczasowych wersji opisywanego samolotu. Istnienie jeszcze kilku nadających się do eksploatacji samolotów C-97 ułatwiło to zadanie. Tak powstał samolot B-377SGT Super Guppy 201 — bardzo zbliżony do B-377SG Super Guppy, lecz z opracowanym na nowo kadłubem. Prototyp B-377SGT Super Guppy 201 oblatano 24 sierpnia 1970 r. Przez dłuższy czas istniejące samoloty wystarczały do spełnienia swych zadań. Dopiero na początku lat osiemdziesiątych pojawił się nowy ich odbiorca — zachodnioeuropejskie konsorcjum Airbus Industrie, który dla własnych potrzeb dokonał w latach 1982 i 1983 przebudowy dwóch egzemplarzy C-97 na wersję Super Guppy 201. Otrzymały one nowszą awionikę i oznaczenie Super Guppy 201A.

Masa ładunku maks.	24 494 kg
Masa startowa maks.	77 110 kg
Masa do kolowania maks.	77 564 kg
Masa bez paliwa maks.	69 854 kg
Masa do lądowania maks.	72 570 kg
Obciążenie powierzchni maks.	422,4 kg/m ²
Obciążenie mocy maks.	5,33 kg/kW
Dopuszczalna prędkość nurkowania	390 km/h
Prędkość maks.	390 km/h
Prędkość przelotowa (H = 6100 m)	463 km/h
Prędkość przelotowa ekon. (H = 6100 m)	407 km/h
Prędkość min. (z klapami)	189 km/h
Prędkość min. (bez klap)	219 km/h
Wznoszenie (H = 0 m)	7,6 m/s
Wznoszenie z 1 siln. wyłączonym (H = 0 m)	2,6 m/s
Pułap maks.	7620 m
Rozbieg	1720 m
Start na 10,5 m	2560 m
Ładowanie z 15 m	2057 m
Dobieg	549 m
Zasięg z maks. ładunkiem	813 km
Zasięg maks.	4700 km
Załoga	4 osoby

T.M.



Przemysł lotniczy

Aircraft industry

Luftfahrtindustrie

Авиационная промышленность

- 1 — zakład produkcji samolotów, wytwórnia samolotów
- 2 — z. p. Śmigłowców, w. ś.
- 3 — w. szybowców
- 4 — w. silników lotniczych
- 5 — wytwórca samolotów
- 6 — produkcja s.
- 7 — typ samolotu
- 8 — projekt wstępny
- 9 — doświadczalne biuro konstrukcyjne
- 10 — konstruktor lotniczy
- 11 — główny k.
- 12 — dokumentacja konstrukcyjna, rysunki konstrukcyjne
- 13 — warunki techniczne, specyfikacja techniczna
- 14 — oryginalny rysunku
- 15 — światłokopia, odbitka światłoczuła
- 16 — biuro technologiczne
- 17 — technologia
- 13 — makiet
- 19 — prototyp
- 20 — budowa prototypu, wykonanie p.
- 21 — pierwszy lot p., oblot p., oblatanie p.
- 22 — próby fabryczne
- 23 — p. w locie
- 24 — lot próbny, lot doświadczalny
- 25 — latająca hamownia, latające laboratorium
- 26 — pilot doświadczalny, (pilot-joblatywacz)
- 27 — wymagania zgodności do lotu
- 28 — próby zgodności, p. typu, p. certyfikacyjne, p. państwowe
- 29 — świadectwo zgodności, ś. typu, certyfikat (typu)
- 30 — partia próbna, seria p., s. informacyjna
- 31 — wprowadzenie do produkcji (seryjnej), w. do serii
- 32 — produkcja seryjna
- 33 — p. wg licencji, p. licencyjna
- 34 — produkt, wyrób
- 35 — tempo produkcji
- 36 — zamówienie
- 37 — dostawa
- 38 — zbył, sprzedaż, transakcje
- 39 — warunki dostawy, w. sprzedaży
- 40 — (zakład-) dostawca
- 41 — odbiorca; użytkownik
- 42 — wyposażenie standardowe
- 43 — w. na specjalne zamówienie, opcja
- 44 — trasernia, dział rozrywów płytowych
- 45 — archiwum
- 46 — wydział produkcyjny, dział p., oddział p.
- 47 — modelarnia
- 48 — narzędziownia
- 49 — hartownia; wydział obróbki cieplnej
- 50 — wydział łoczenia na zimno; łocznia
- 51 — w. spawalniczy, spawalnica
- 52 — galwanizernia
- 53 — lakiernia; malarnia
- 54 — montaż podzespołów; półmontaż
- 55 — wydział montażu
- 56 — oddział prób w locie, dział p. w l.
- 57 — magazyn
- 58 — pakownia
- 59 — wysyłka; ekspedycja

- 1 — airplane plant, a. factory, a. facility, a. manufacturing f.
- 2 — helicopter works, h. plant, h. manufacturing f.
- 3 — sailplane plant, s. factory
- 4 — aircraft engine works, a. e. plant, a. e. m. f.
- 5 — airplane manufacturer
- 6 — a. production
- 7 — a. type
- 8 — initial design
- 9 — development office, o. of development
- 10 — aircraft designer
- 11 — chief d.
- 12 — design documentation, d. drawings
- 13 — technical specification
- 14 — original drawing
- 15 — blue-print
- 15 — methods department
- 17 — (production) engineering, process e., p. technology
- 18 — mock-up
- 19 — prototype
- 20 — construction of a p.
- 21 — first flight of a p., maiden f.
- 22 — company (flight) testing, development t.
- 23 — flight t.
- 24 — test f.
- 25 — flying testbed, f. test-bench
- 26 — test pilot
- 27 — airworthiness requirements
- 28 — certification tests, type t.
- 29 — type certificate
- 30 — initial batch (of production aircraft)
- 31 — getting into serial production
- 32 — serial p., series p.
- 33 — licence(d) p.
- 34 — product
- 35 — production rate
- 36 — order
- 37 — delivery
- 38 — sales
- 39 — term of sale
- 40 — supplier
- 41 — customer; buyer; user, operator
- 42 — standard equipment
- 43 — optional e.
- 41 — lofting department, mould loft
- 45 — archive
- 46 — manufacturing department, m. (work) shop
- 47 — pattern-shop
- 48 — tool-room, tool-workers shop
- 49 — hardening s.; h. plant
- 50 — cold stamping plant, c. pressing p.
- 51 — welding shop
- 52 — galvanizing plant, electroplating p.
- 53 — paint shop
- 54 — subassembly
- 55 — assembly shop
- 56 — flight test department
- 57 — store; s.-room
- 58 — packing department
- 59 — shipping

- 1 — Flugzeugwerk (n)
- 2 — Hubschrauberwerk (n)
- 3 — Segelflugzeugwerk (n)
- 4 — Flugmotorenwerk (n)
- 5 — Flugzeughersteller (m)
- 6 — Flugzeugproduktion (f)
- 7 — Flugzeugmuster (n), Flugzeugtyp (m)
- 8 — Vorentwurf (m)
- 9 — Versuchskonstruktionsbüro (n)
- 10 — Flugkonstrukteur (m), Flugzeugbauer (m)
- 11 — Chefkonstrukteur (m)
- 12 — Konstruktionsdokumentation (f), Konstruktionszeichnungen (fpl)
- 13 — technische Bedingungen (fpl), t. Erforderungen (fpl)
- 14 — Stammezeichnung (f)
- 15 — Lichtpause (f); Arbeitspause (f)
- 16 — Abteilung (f) Technologie
- 17 — Technologie (f)
- 18 — Attrappe (f)
- 19 — Prototyp (m), Urmuster (n)
- 20 — Aufbau (f) des Prototyps
- 21 — Erstflug (m) des Prototyps
- 22 — Werkproben (fpl), Betriebsversuche (mpl)
- 23 — Flugerprobung (f)
- 24 — Erprobungsflug (m)
- 25 — fliegendes Prüfstand (n)
- 25 — Erprobungsflieger (m), Testflieger (m), Versuchspilot (m)
- 27 — Flugsicherheitsvorschriften (fpl); Flugtüchtigkeitsvorschriften
- 28 — Musterprüfung (f)
- 29 — Muster-Zertifikat (n)
- 30 — Vorserie (f)
- 31 — Überführung (f) zum Serienbau
- 32 — Serienbau (m), Serienfertigung (f), Serienproduktion (f)
- 32 — Lizenzbau (m)
- 34 — Fabrikat (n), Erzeugnis (n), Produkt (n)
- 35 — Produktionstempo (n)
- 36 — Bestellung (f), Auftrag (m)
- 37 — Lieferung (f)
- 38 — Absatz (m), Abgang (m), Vertrieb (m), Verkauf (m)
- 39 — Lieferungsbedingungen (fpl)
- 40 — Lieferant (m), Lieferer (m)
- 41 — Benutzer (m), Betreiber (m), Verbraucher (m)
- 42 — Standardausrüstung (f)
- 43 — Ausrüstung (f) für Sonderbestellung
- 44 — Schnürboden (m), Mallboden (m), Trassierabteilung (f)
- 45 — Archiv (n)
- 46 — Betriebsabteilung (f)
- 47 — Modelltischlerei (f)
- 48 — Werkzeugabteilung (f), Werkzeugmacherei (f)
- 49 — Härterei (f)
- 50 — Kaltpressen-Abteilung (f)
- 51 — Schweissabteilung (f)
- 52 — Galvanik (f)
- 53 — Lackerei (f)
- 54 — Untergruppen-Zusammenbau (m)
- 55 — Zusammenbauabteilung (f)
- 56 — Flugerprobungsabteilung (f)
- 57 — Lager (n)
- 58 — Packabteilung (f), Packerei (f)
- 59 — Spedition (f); Abfertigung (f)

- 1 — самолетостроительный завод
- 2 — вертолетостроительный з.
- 3 — планеростроительный з.
- 4 — авиадвигателестроительный з.
- 5 — з. - изготовитель самолетов, з. - поставщик с.
- 6 — производство с.
- 7 — тип самолета
- 8 — начальный проект, эскизный п., эскизное проектирование
- 9 — опытно-конструкторское бюро, ОКБ
- 10 — авиаконструктор
- 11 — главный конструктор; генеральный к.
- 12 — конструктивная документация; конструктивные чертежи
- 13 — технические условия
- 14 — чертеж-подлинник
- 15 — сенька, светоконья
- 16 — технологическое бюро
- 17 — технология
- 18 — макет
- 19 — опытный образец, о. экземпляр прототипа
- 20 — постройка прототипа
- 21 — первый полет (образца, прототипа), облет
- 22 — заводские испытания
- 23 — летные и.
- 24 — испытательный полет
- 25 — летающий (испытательный) стенд; летающая лаборатория
- 26 — летчик-испытатель
- 27 — нормы летной годности
- 28 — испытания летной годности; сертификационные и.
- 29 — сертификат типа, свидетельство летной годности
- 30 — предсерийная партия, головная п.
- 31 — введение в серию
- 32 — серийное производство
- 33 — п. по лицензии
- 34 — изделие
- 35 — темп. производства
- 36 — заказ
- 37 — поставка
- 38 — продажа
- 39 — условия поставок
- 40 — (завод-) поставщик; (з.-) изготовитель
- 41 — потребитель; покупатель
- 42 — стандартное оборудование
- 43 — о. по (специальному) заказу
- 44 — плаз; разметочный отдел
- 45 — архив
- 46 — производственный цех
- 47 — модельный ц.
- 48 — инструментальный ц.
- 49 — закалочный ц., термический ц.
- 50 — ц. холодной штамповки
- 51 — сварочный ц.
- 52 — гальванический ц.
- 53 — лакировочный ц.
- 54 — сборка узлов и агрегатов
- 55 — сборочный цех, монтажный ц.
- 56 — летно-испытательная станция, ЛИС
- 57 — магазин, склад
- 58 — тарный цех
- 59 — экспедиция

K.D.

Zabezpieczenie przed oblodzeniem

Advisory Circular AC 23.1419-1 (III)

(3) Naturalne oblodzenie

Próby w locie w naturalnych warunkach oblodzenia są konieczne dla udowodnienia, że samolot i jego urządzenia odladzające mogą być zatwierdzone do lotów w warunkach oblodzenia. Advisory Circular AC 20-73 — (§§ 25f i 25g (1) — podaje dodatkowe informacje, które mogą być przydatne przy ustalaniu programu prób w locie w naturalnym oblodzeniu. W przypadku, gdy certyfikacja jest oparta na podobieństwie do samolotu, który już uzyskał certyfikat, mogą być wymagane próby w locie w warunkach naturalnego oblodzenia. Dla innych instalacji należy uzyskać co najmniej jeden przypadek znalezienia się w warunkach oblodzenia podanych w cz. 25, załącznik C, w zakresie maksimum ciągłego (Continuous Maximum). Czas znajdowania się w warunkach oblodzenia powinien być taki, aby wystąpił stan ustalony, gdyż warunkuje to ważność wyników. Często zdarzają się trudności z uzyskaniem stabilizacji temperatury przy krótkich ekspozycjach. Więcej przypadków znalezienia się w warunkach oblodzenia może być wymaganych dla umożliwienia ekstrakcji aż do krytycznych warunków, podanych w obwiedni warunków wymaganych. Dane uzyskane z tych prób mogą być użyte do zweryfikowania metod analitycznych oraz wyników poprzednich prób z symulowanym oblodzeniem.

Zebrałe doświadczenia wykazują, że wykonywanie prób w locie w warunkach naturalnych, odpowiadających przejściowemu maksimum oblodzenia, może być niebezpieczne ze względu na towarzyszącą tym warunkom intensywną turbulencję oraz możliwość napotkania gradu, mogącego uszkodzić samolot, na którym prowadzi się próby. Tych niebezpieczeństw można uniknąć, jeżeli da się stwierdzić, że najważniejsze elementy w analizie zabezpieczenia przed oblodzeniem (obciążenia cieplne, krytyczne kształty, gromadzenie się lodu oraz prędkość tego gromadzenia) nie występują w danym przypadku, a ponadto istnieje wystarczająco dużo danych z prób naziemnych i w locie dla zweryfikowania tej analizy. Podczas prób w naturalnych warunkach oblodzenia należy obserwować (na ile jest to możliwe) gromadzenie się lodu na powierzchniach niechronionych i starać się uzyskać dane, które umożliwiłyby korelację z próbami w locie wykonywanymi w suchym powietrzu z modelowanym oblodzeniem. Należy sprawdzić właściwości pilotażowe samolotu i upewnić się, że są one (ogólnie biorąc) zgodne z tym, co stwierdzono podczas prób w suchym powietrzu. Zmniejszenie osiągnięć, zaobserwowane podczas prób w warunkach oblodzenia, powinno być porównane ze zmniejszeniem ich podczas prób z modelami lodu przymocowanymi do samolotu. Ponadto należy zbadać (jakościowo) właściwości lotne i osiągi przy nagromadzeniu lodu, które może powstać bezpośrednio przed momentem uruchomienia elementów instalacji usuwających lód (należy odróżnić je od elementów zabezpieczających przed oblodzeniem). Dla elementów zabezpieczających należy przeprowadzić próby, podczas których symuluje się wejście samolotu w warunki oblodzenia, które pilot zauważa dopiero w chwili, gdy lód już nagromadził się na samolocie.

W próbach tych przyjmuje się, że lot w warunkach oblodzenia trwa jedną minutę, licząc od wykrycia początku oblodzenia do włączenia urządzeń przeciwoblodzeniowych. Właściwości pilotażowe samolotu powinny pozostać, wg oceny pilota doświadczalnego, zadowalające, zaś obniżenie osiągnięć nie powinno uniemożliwić bezpiecznego użytkowania samolotu.

Wszystkie instalacje i elementy samolotu powinny spełniać swoje funkcje zgodnie z przeznaczeniem podczas lotu w warunkach oblodzenia.

Na szczególną uwagę zasługują następujące zagadnienia:

(i) Chłodzenie silnika i wyposażenia (np. prądnic w wa-

runkach maksymalnego obciążenia pochodzącego od instalacji przeciwoblodzeniowej) powinno być monitorowane podczas prób związanych z oblodzeniem; jest konieczne upewnienie się, że jest ono zadowalające.

(ii) Zapasowe wloty powietrza do silnika powinny pozostać w takim stanie, aby mogły spełniać swoje funkcje.

(iii) Odpowietrzanie zbiorników paliwa nie może być zakłócone przez gromadzenie się lodu.

(iv) Chowane podwozie powinno dać się wypuścić do lądowania po locie w warunkach oblodzenia.

(v) Lód, odpadający z elementów samolotu nie powinien powodować uszkodzeń większych niż kosmetyczne na innych częściach samolotu, włącznie z zamocowanymi z tyłu silnikami i śmigłami.

(vi) Przy resztkowych nagromadzeniach lodu na samolocie powinno być zachowane zadowalające ostrzeżenie przed przeciągnięciem (aerodynamiczne albo sztuczne).

(vii) Środki wykrywania oblodzenia, na których polega pilot przy podejmowaniu decyzji o włączeniu urządzeń przeciwoblodzeniowych, powinny być sprawdzone dla spodziewanych położenia i konfiguracji w locie.

(viii) Światła, służące do wykrywania oblodzenia, powinny być zbadane w naturalnych warunkach oblodzenia w celu stwierdzenia, czy oświetlają strefy gromadzenia się lodu i czy spełniają swoje zadanie w warunkach oblodzenia.

(ix) Podstawowe i dodatkowe powierzchnie sterowe powinny pozostać w takim stanie, aby mogły spełniać swoje funkcje po przebywaniu w warunkach oblodzenia. Należy wykazać praktycznie, że powierzchnie wyważone aerodynamicznie nie podlegają oblodzeniu w całym zakresie warunków użytkowania samolotu (masy, położenia środka ciężkości, prędkości) albo też, że żadne nagromadzenie lodu na tych powierzchniach nie przeszkadza w ich funkcjonowaniu ani nie ogranicza wychyleń.

d. Osiągi i właściwości pilotażowe

Gromadzenie się lodu pogarsza osiągi i właściwości pilotażowe samolotu w różny sposób, w zależności od typu, obrysu, wielkości i położenia nagromadzeń lodu. Ze względu na to różnicowanie trudno jest ustalić typowy sposób sprawdzania stopnia pogorszenia się osiągnięć i właściwości pilotażowych. Jednakże pewne minimum prób, jak to podano niżej, powinno być wykonane w celu udowodnienia, że samolot nie wykazuje niebezpiecznych właściwości albo charakterystyki, która uniemożliwia mu bezpieczne użytkowanie w zakresie oblodzenia, podanym w cz. 25, załącznik C.

Jeżeli występują liczne obszary nie chronione przed oblodzeniem, należy uwzględnić także wpływ zmian masy i położenia środka ciężkości.

(1) Osiągi. Pogorszenie osiągnięć zazwyczaj jest wykazywane tylko dla warunków, gdy działają wszystkie silniki. Zmniejszenie wznoszenia powinno być stwierdzone albo w próbach w locie, albo też przy pomocy konserwatywnej analizy, którą zatwierdzi biuro certyfikacyjne FAA. Modele oblodzenia, użyte do badania osiągnięć, powinny mieć te krytyczne kształty, które zostały ustalone w granicach obwiedni warunków oblodzenia wg cz. 25, załącznik C. Powinny być uwzględnione krytyczne warunki użytkowania, przy których bada się osiągi.

Zazwyczaj za minimalny zakres sprawdzenia spadku osiągnięć przyjmuje się następujące stany lotu:

(i) Punkt 23.65. Wznoszenie. Wszystkie silniki działające. Zmniejszenie wznoszenia wskutek oblodzenia dla konfiguracji określonej w § 23.65 zazwyczaj nie jest istotne, ponieważ samolot nie powinien rozpoczynać lotu z lodem zgromadzonym na powierzchniach. Jednakże wymaga się określenia wznoszenia po starcie z uwzględnieniem wszel-

kich sirat związanych z działaniem instalacji przeciwo-
blodzeniowej i urządzeń odładających, ponieważ urządzenia
te mogą być używane podczas startu w warunkach moż-
liwego oblodzenia.

(ii) **Punkt 23.77. Udarennione lądowanie.** Samolot z na-
gromadzeniami lodu i działającą całą instalacją przeciw-
oblodzeniową (np. upustami powietrza ze sprężarek) po-
winien spełniać wymagania dotyczące minimalnego wznoszenia
na wszystkich silnikach przy temp. 32°F (0°C) na
poziomie morza, przy czym jest wymagana taka wartość
wznoszenia, jak dla samolotu w warunkach braku oblo-
dzenia (instalacja wyłączona) wg § 23.77 (a) na poziomie
morza, w warunkach atmosfery wzorcowej.

(iii) **Punkt 23.75. Lądowanie.** Osiągi przy lądowaniu po-
winny być obliczone albo zmierzone z uwzględnieniem
wpływu krytycznych nagromadzeń lodu przy lądowaniu.
Prędkości minimalne w konfiguracji do lądowania oraz
zmiana długości lądowania (odpowiadająca powiększonej
prędkości przeciągnięcia) powinny być określone.

(2) Właściwości pilotażowe

Badanie właściwości pilotażowych powinno obejmować
rzeczywiste próby w locie, z modelowanym oblodzeniem,
co najmniej następujących właściwości:

- (i) charakterystyki i prędkości przeciągnięcia,
- (ii) wyważenia,
- (iii) sterowności i stateczności poprzecznej i kierunkowej,
- (iv) sterowności i stateczności podłużnej,
- (v) V_{mc} ,
- (vi) prędkości podejścia do lądowania, charakterystyki
manewrowania oraz charakterystyki lądowania,
- (vii) odpowiednich dla rodzaju samolotu charakterystyk
dla dużych prędkości aż do $V_{MO}/M_{MO}/V_{NE}$.

c. Odpadanie lodu

Lód odpadający z części samolotu może uszkodzić lub
nadwzrężyć elementy silnika lub zespołu napędowego oraz
krawędzie przednie usterzeń i powierzchni sterowych.
Łopatkę wentylatora i sprężarki, wirniki sprężarek, osłony
wlotu i przewody powietrza wlotowego, a także śmigła
(metalowe i niemetalowe) to elementy zespołu napędo-
wego narażone na uszkodzenie przez odpadający lód. Po-
wierzchnie sterowe, jak np. ster wysokości, lotki, klapy
i przerywacze, są także narażone na uszkodzenie, przy
czym specjalną uwagę należy poświęcić cienkim pokryciom
metalowym, niemetalowym oraz kompozytowym.

Nie dające się przewidzieć tory lotu lodu odpadającego
z przednich części samolotu, jak np. osłon anten lub uste-
rzeń przednich (dla samolotów w układzie kaczki), są
zaprzeczeniem wiarygodności podejścia analitycznego. Dla-
tego należy przeprowadzić próby w locie w celu uzupeł-
nienia analizy. Doskonałym sposobem dokumentowania
trajektorii odpadającego lodu oraz miejsca uderzenia są
zdjęcia filmowe lub zapis video. Aby dokumentować uszko-
dzenia, można posłużyć się zdjęciami fotograficznymi.

f. Odladacze pneumatyczne

Do skutecznego usuwania lodu, konwencjonalne odla-
dzacze pneumatyczne wymagają wyraźnego nagromadzenia
lodu — zazwyczaj 0,5 cala (1,27 cm) lub więcej — przed
uruchomieniem odladacza. Wybór momentu uruchomie-
nia systemu w dużym stopniu zależy od widzialnych dla
załogi oznak nagromadzenia się lodu. Większość instruk-
cji użytkowania samolotów w locie podaje minimalną grubość
lodu, przy której należy ręcznie uruchomić odladacz.
Zazwyczaj podaje się także maksymalną grubość lodu,
którą odladacz może skruszyć i usunąć. Te instalacje
powinny być wypróbowane w locie w warunkach symu-
lowanego lub naturalnego oblodzenia w celu stwierdzenia,
że załoga może wykryć i rozpoznać nagromadzenie
się lodu podane jako właściwe dla uruchomienia zainsta-
lowanych odladaczy.

W poprzednich programach prób w locie były akcepto-
wane następujące kryteria:

(1) Pilot lub inny członek załogi powinien dysponować
środkami do wykrycia ze swego miejsca roboczego za-
równo w dzień, jak i w nocy, wielkości nagromadzenia
lodu, którą wnioskodawca podał jako właściwą dla uru-
chomienia instalacji w celu prawidłowego usunięcia lodu.

(2) Wnioskodawca powinien wykazać, że istnieje tole-
rancja uwzględniająca błąd oceny załogi co do ilości na-
gromadzonego lodu.

g. Warunki awaryjne i niewłaściwe działanie

Należy przeprowadzić próby w locie dla stwierdzenia,
że po tym, gdy pilot rozpozna sytuację awaryjną lub nie-
właściwe działanie instalacji, właściwości pilotażowe sa-
molotu nie zostają pogorszone w takim stopniu, że proce-
dury Instrukcji Użytkowania w Locie (IUL) są niesku-
teczne. Należy to wykonać przy spodziewanych pozosta-
łościach lodu na powierzchniach normalnie chronionych
przed oblodzeniem.

11. Tabliczki opisujące i Instrukcja Użytkowania w Locie

Wytyczne, podane w niniejszym Advisory Circular, od-
noszą się do samolotów, dla których podstawa certyfikacji
wymaga istnienia IUL.

a. **Tabliczki.** Wszelkie tabliczki z napisami, niezbędne
do bezpiecznego użytkowania samolotu w warunkach
oblodzenia, muszą być umieszczone w samolocie zgodnie
z § 23.1541. Przykładami takich tabliczek są:

- (1) rodzaje dopuszczalnego użytkowania, np.: „Lot w
warunkach oblodzenia jest dozwolony tylko wtedy, gdy
instalacja przeciwooblodzeniowa jest załadowana i działa”,
- (2) ograniczenia, dotyczące wyposażenia, np.: „Włączenie
odładzaczy szyby przedniej może spowodować wzrost de-
wiacji busoli do wartości przekraczającej 10°”,
- (3) ograniczenia prędkości, np.: „Maksymalna prędkość
przy uruchomieniu odladacza wynosi ... km/h”,
- (4) punkty wlewania cieczy o obniżonej temperaturze
zamarzania powinny mieć napisy określające rodzaj cie-
czy i jej ilość.

b. Instrukcja Użytkowania w Locie (IUL)

IUL powinna zawierać informacje dla pilota, potrzebne
do posłużenia się instalacją przeciwooblodzeniową. Infor-
macje te powinny zawierać:

(1) Rozdział dotyczący ograniczeń użytkowania

Zalecany zakres tematyki obejmuje:

- (i) ograniczenia czasu działania instalacji przeciwo-
oblodzeniowej, jeżeli te ograniczenia są oparte na pojemno-
ści instalacji przeciwooblodzeniowej oraz wydatku cieczy,
- (ii) ograniczenia prędkości (jeżeli są) dla użytkowania
odładzaczy pneumatycznych, jeżeli samolot jest w nie wy-
posażony,
- (iii) ograniczenia warunków, w jakich można używać
instalacji; np. minimalna temperatura użycia odladaczy
pneumatycznych albo maksymalna wysokość ich użycia,
- (iv) listę kompletnego wyposażenia, wymaganego do lotu
w warunkach oblodzenia. Punkty 23.1583(h) (CAR § 3.778)
wymagają, aby taka lista była włączona do listy wypo-
sążenia dla poszczególnych rodzajów użytkowania (KOEL),
- (v) minimalne obroty silnika, jeżeli instalacja przeciw-
oblodzeniowa nie działa zadowalająco poniżej tych obro-
tów,
- (vi) listę wymaganych tabliczek.

(2) Rozdział dotyczący procedur użytkowania

(i) Punkt 23.1585(a) wymaga, aby pilot otrzymał opis
procedur niezbędnych do bezpiecznego użytkowania samo-
lotu. Opis ten powinien zawierać wszelkie czynności prze-
lotowe, potrzebne do zmniejszenia do minimum poten-
cjalnych zagrożeń podczas lotu, związanych z instalacją
przeciwooblodzeniową. Elementy składowe instalacji powin-
ny być opisane w odpowiednio przejrzysty i wnikliwy
sposób, aby pilot mógł zrozumieć ich działanie.

(ii) Należy podać optymalne sposoby użytkowania samo-
lotu podczas przechodzenia przez warunki oblodzenia,
włącznie ze wznoszeniem, wyczekiwaniem i podejściem
— konfiguracje i prędkości.

(iii) Procedury awaryjne lub przeznaczone do stosowania
przy niewłaściwym działaniu instalacji powinny być po-
dane jako wytyczne postępowania w przypadku uszko-
dzenia instalacji albo zapalenia się lampek sygnalizacyj-
nych i ostrzegawczych.

(iv) Dla cieczowych instalacji przeciwooblodzeniowych/od-
ładających powinny być podane sposoby określenia w
dowolnej chwili pozostającego jeszcze czasu działania in-
stalacji.

(v) Dla samolotów, w których brak jest dostatecznej
mocy do zasilania wszystkich instalacji przy małych obro-
tach silnika, należy podać instrukcję nt. sposobów zmniej-
szenia obciążenia źródeł mocy podczas podejścia i lądo-
wania w warunkach oblodzenia.

(3) Rozdział dotyczący osiągnięć

Powinno być podane krótkie omówienie cz. 25 zał. C dotyczące warunków prób w chinurach przechłodzonych oraz stwierdzenie, że dla marznącego deszczu albo dla warunków mieszanych prób nie przeprowadzono, oraz że warunki te mogą przekroczyć możliwości instalacji przecioblodzeniowej.

Musi być podana ogólna informacja o osiągnięciach, dająca pilotowi podstawy do oceny marginesów bezpieczeństwa, potrzebnych w trakcie lotu w oblodzeniu lub z resztkami lodu, zgromadzonego na powierzchniach samolotu, np.:

(i) Nagromadzenie się ... cm lodu na krawędziach natarcia może spowodować zmniejszenie wznoszenia o ... m/s, spadek prędkości przelotowej o ... km/h, a także istotne zwiększenie prędkości buffetingu oraz przeciągnięcia (do ... km/h).

Nawet po uruchomieniu odladzaczy pneumatycznych, lód zgromadzony na nich oraz na powierzchniach samolotu nie mających ochrony przed oblodzeniem może spowodować znaczny spadek osiągnięć.

Z lodem, pozostającym z początkowego oblodzenia o grubości ... cm, mogą wystąpić: spadek prędkości wznoszenia o ... m/s, spadek prędkości przelotowej o ... km/h oraz wzrost prędkości przeciągnięcia o ... km/h. Z lodem o grubości ... cm straty te mogą się podwoić.

(ii) Należy utrzymywać prędkość pomiędzy ... km/h IAS a ... km/h IAS, jeżeli grubość lodu wynosi ... cm lub więcej.

(iii) Przed podejściem do lądowania uruchomić kilka-

krotnie odladzacze na skrzydle i usterzeniu, aby zrzucić cały nagromadzony lód. Utrzymywać powiększoną prędkość względem powietrza przy podejściu dla skompensowania powiększenia prędkości przeciągnięcia wskutek obecności lodu na niechronionych powierzchniach samolotu. Zachować ostrożność podczas uruchamiania odladzaczy pneumatycznych przy podejściu, gdyż ich nadmuchiwanie bez lodu może spowodować łagodne podnoszenie nosa i zwiększenie prędkości przeciągnięcia o ... km/h, może też w tym samym stopniu obniżyć margines przy ostrzeganiu o przeciągnięciu oraz może spowodować albo zwiększyć tendencję do przechylania w bok przy przeciągnięciu.

(iv) Wyczekiwanie w warunkach oblodzenia przez 45 min (albo podać krótszą wartość czasu, jeżeli tylko dla takiej zostały wykonane próby dowodowe) może spowodować niewłaściwe właściwości pilotażowe i sterowność.

(v) Przy obrotach silnika ... obr/min lub mniejszych instalacja przecioblodzeniowa może nie funkcjonować prawidłowo.

e. Dla certyfikacji bez wymagań nt. Instrukcji Użytkownika w Locie

Jeżeli samolot był certyfikowany przed datą, od której zaczęło obowiązywać opracowanie IUL, wtedy cały zestaw instrukcji, oznaczeń i tabliczek powinien odpowiednio wyjaśniać zagadnienia dotyczące tabliczek oraz IUL, omówione w niniejszym AC.

Edwin S. Harris
Dyrektor, region centralny
A.K.

NOWOŚCI TECHNICZNE

Nowe radary pokładowe firmy Fiar

Samoloty szturmowe AMX firm Aeritalia, Macchi i Embraer, przeznaczone dla lotnictwa włoskiego, będą wyposażone w radar celowniczy Pionier włoskiej firmy Fiar, która opracowuje również podobne urządzenie, P2801 Grifetto, do wersji AMX przystosowanej do atakowania okrętów. Prototyp radaru Grifetto miał być gotowy do prób na początku 1988 r. Brazylijskie samoloty AMX mają być wyposażone w radar opracowany wspólnie przez brazylijską firmę Technosa i włoską SMA.

Jako prywatny program o nazwie Grifo firma Fiar rozwija technikę, która może znaleźć zastosowanie w wielu urządzeniach typu pulsacyjnego radaru dopplerowskiego. Jednym z nich jest Grifetto, a drugim Altair, opracowywany wspólnie z firmą Westinghouse do samolotów V/STOL AV-8B (Harrier) przeznaczonych dla marynarki Włoch i Hiszpanii. Jeszcze inne zastosowanie systemu Grifo to opracowywany przez konsorcjum Fiar/SMA radar przeszukujący APG-748 do śmigłowców EH-101 marynarki włoskiej. Jego pochodną jest rozwijany przez Fiar radar obserwacji pola walki Catrin. Jest on częścią większego projektu Sotrin — obejmującego urządzenia dowodzenia, kierowania i łączności — i zainstalowany na śmigłowcu może wykrywać i śledzić czołgi za linią frontu. Jednak najważniejszym programem firmy Fiar jest chyba opracowywany wspólnie z brytyjską firmą Ferranti radar ECR-90 przeznaczony do europejskiego myśliwca EFA. Radar ten wykorzystuje technikę Grifo i konkuruje z amerykańskim radarem APG-65.

W.K.

Pociski do myśliwca europejskiego EFA

Włochy mają opracować własny pocisk kierowany typu fire-and-forget jako uzbrojenie europejskiego myśliwca EFA. Byłaby to pochodna już produkowanego pocisku Aspide firmy Selenia i zastąpiłaby amerykański pocisk Amraam (advanced medium-range air-to-air missile) AIM-120. Aspide jest pociskiem kierowanym radarem w sposób półaktywny, stosowanym na włoskich przechwytywaczach F-104S. Nowy pocisk, Idra, ma być kierowany przez radar

w sposób aktywny. Będzie przystosowany do wyrzutni pocisków Aspide. Selenia pracuje prywatnie nad Idrą od trzech lat, fundusze rządowe umożliwiłyby rozpoczęcie prób w 1991 r., a produkcji — w 1995 r. Samolot EFA ma wejść do eksploatacji w 1995/1996 r. — początkowo prawdopodobnie z pociskami Aspide. Pociskami Aspide interesują się Chiny — chcą zastosować je na myśliwcach F-8 II.

W.K.

Perspektywy zastosowania nowych silników tłokowych

Firma Teledyne Continental spodziewa się znacznych zysków z zastąpienia na eksploatowanych obecnie lekkich samolotach silników tłokowych chłodzonych powietrzem silnikami chłodzonymi cieczą. Chodzi tu o silniki Voyager przerobione z seryjnych silników Teledyne Continental przez zastosowanie ciekowego chłodzenia głowic cylindrów (ich nazwa nawiązuje do samolotu Voyager, który napędzany tymi właśnie silnikami wykonał rekordowy lot dookoła świata). Zalety silników Voyager to: większa niezawodność, zmniejszone jednostkowe zużycie paliwa (dzięki możliwości większego stopnia sprężania), mniejsza masa silnika zabudowanego i mniejszy opór czołowy (dzięki możliwości korzystniejszego ukształtowania osłon i deflektorów silnikowych).

W 1987 r. przeprowadzono próby w locie dwóch silników Voyager 550 o mocy 156 kW (345 KM), które zostały zabudowane na samolocie Cessna 414 zamiast silników Continental TS10-520-NB. Próby miały na celu uzyskanie świadectwa uzupełniającej próby typu STC. Planuje się budowę wersji o pojemności 3,28, 5,90 i 9,01 l, które mają być produkowane w Teledyne Mobile Factory w Alabamie równoległe z silnikami chłodzonymi powietrzem.

Firma Teledyne Continental zamierza produkować również silniki z obrotowym tłokiem Norton Villiers Triumph o mocy 36 kW (80 KM) jako napęd samolotów amatorskich. Ich cena wyniosłaby 5000÷7000 dol. Firma nie bierze pod uwagę budowy silników z obrotowym tłokiem o większej mocy, ponieważ przewiduje, że większe możliwości zastosowania do napędu samolotów lekkich mają silniki wysokoprężne.

W.K.

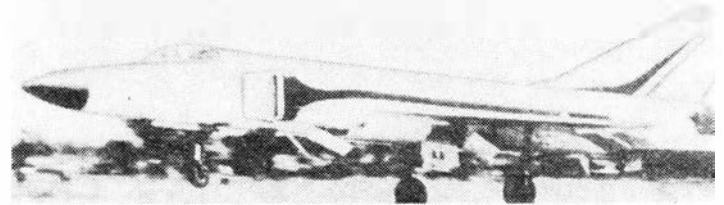
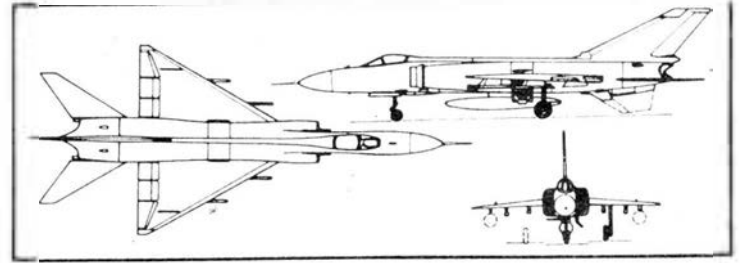
Shenyang F-8II (J-8B) • Chiny •

Naddźwiękowy dwusilnikowy samolot bojowy

W 1985 r. chińskie zakłady lotnicze Shenyang rozpoczęły próby w locie prototypu dwusilnikowego samolotu myśliwsko-bombowego o wojskowym oznaczeniu J-8B (oznaczenie handlowe F-8II). Jest on wersją rozwojową samolotu J-8, od którego różni się przede wszystkim przednią częścią kadłuba z bocznymi chwytami powietrza (J-8 ma centralny wlot powietrza) i umieszczoną w nosowej osłonie anteną radiolokatora. Samolot F-8II (J-8B) ma płat typu delta ze slotami i klapami Fowlera oraz 6 uchwytami do podwieszania uzbrojenia i dodatkowych zbiorników paliwowych. Usterzenie o niewielkim skosie ma pływający ster wysokości. Kształt i mechanizacja chwytów powietrza są wzorowane na wlotach powietrza samolotu MiG-23. Napęd samolotu stanowią dwa jednoprzepływowe silniki dwuwahlowe Chengdu Wopen o ciągu z dopalaniem 6530 daN, będące pochodną radzieckiego silnika R-11 samolotu MiG-21. Oprócz zbiorników na uchwytach podskrzydłowych, jeszcze jeden dodatkowy zbiornik paliwowy może być podwieszony pod kadłubem. Podstawowym uzbrojeniem samolotu są dwa zamontowane pod przednią częścią kadłuba działka kal. 23 mm. Pierwsza seria 50 samolotów będzie wyposażona w amerykańską awionikę.

Dane techniczne

Rozpiętość	9,34 m
Długość	21,59 m
Wysokość	5,41 m



Powierzchnia nośna	42,20 m ²
Masa własna	9820 kg
Masa startowa normalna	14 300 kg
maksymalna	17 800 kg
Prędkość maks.	Ma = 2,2
Prędkość podchodzenia	290 km/h
Pułap praktyczny	20 000 m
Zasięg maks.	2200 km
	W.K.

Grob G103 Twin III • RFN •

Dwumiejscowy szybowiec szkolno-wyczynowy

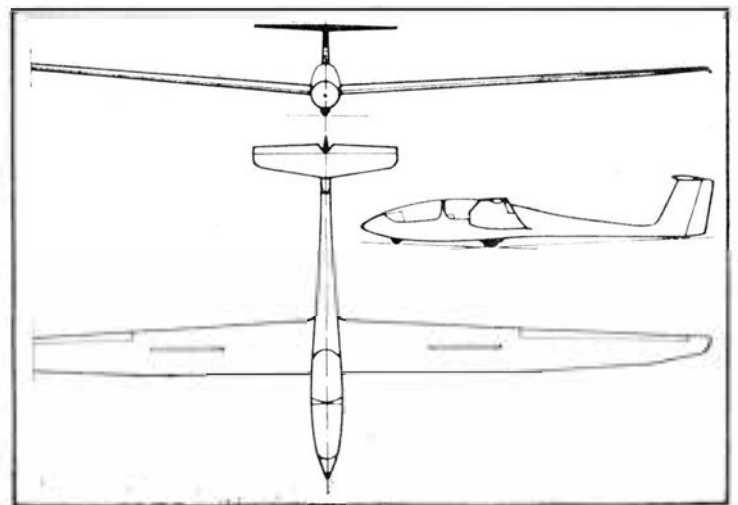
Na wystawie lotniczej w Hanowerze, w 1986 r., został pokazany dwumiejscowy szybowiec szkolno-wyczynowy G103 Twin III firmy Grob. Powstał on z szybowca G103 Twin II w wyniku zastosowania zupełnie nowego płata wzorowanego na płacie TNT firmy Dornier. Skrzydło szybowca G103 Twin III ma obrys potrójnego trapezu i specjalnie dobrany skos krawędzi natarcia. Jego profil, Eplera, został zmodyfikowany w celu podwyższenia osiągnięć i zmniejszenia wrażliwości na zanieczyszczenie powierzchni płata przez przyklejone owady i na deszcz. Rozpiętość szybowca Twin III została zwiększona, w porównaniu z Twin II, o 0,5 m, a jego doskonałość wzrosła z 36 do 38. Kształt końcowych części płata zapewnia dobre właściwości przy przeciągnięciu nie pogarszając równocześnie zachowania się szybowca w zakresie większych prędkości lotu. Poza tym zwiększono klapy hamulcowe i lotki, te ostatnie, aby zwiększyć zwrotność szybowca w locie termicznym. W konstrukcji płata zastosowano laminaty zbrojone włóknem węglowym (pasy dźwigara) i kevlarem (lotki).

Pozostałe zmiany to: zwiększenie komfortu kabiny, m.in. przez udoskonalenie wentylacji kabiny, oprofilowanie osadzenia kół w kadłubie i dodatkowe wzierniki do kontroli elementów układu sterowania.

Przewiduje się zastosowanie szybowca G103 Twin III również do akrobacji, lecz decyzję w tej sprawie będzie można podjąć dopiero po zakończeniu jego prób.

Dane techniczne

Rozpiętość	18,00 m
Długość	8,18 m
Wysokość	1,55 m
Powierzchnia nośna	17,50 m ²



Wydłużenie	18,50
Masa własna	368 kg
Udźwig	232 kg
Masa w locie maks.	600 kg
Prędkość maks.	250 km/h
Prędkość przeciągnięcia z dwiema osobami	73 km/h
z jedną osobą	63 km/h
Doskonałość maks. przy	38
Opadanie min. przy	109 km/h
	0,64 m/s
	73 km/h
	W.K.

$$A'' = p_{k0} \cdot A' \quad (20)$$

$$B'' = p_{k0} \cdot B' \quad (21)$$

a następnie, biorąc pod uwagę zależność (16), obliczyć p_{k0} :

$$p_{k0} = A'' + B'' \quad (22)$$

Tak znaleziona wartość p_{k0} dla zadanych obrotów może nieco różnić się od uzyskanej z pomiaru na ziemi, co będzie wymagało korekty współczynnika a_1 (we wzorze (9)).

Po wykonaniu opisanych działań otrzymuje się charakterystykę ciśnieniową silnika **zabudowanego na samolocie**, odpowiadającą **warunkom lotu**.

Rezultatem wszystkich opisanych działań jest wykres na rys. 6 (część lewa), na którym oznaczono maks. wartości mocy osiąganą przez silnik przy pełnym otwarciu przepustnicy na poziomie morza (punkt 1). Punkty te określają jednocześnie wartość mocy na poziomie 0 m AW na charakterystyce wysokościowej, dlatego tak ważne jest ich określenie nawet wtedy, gdy leżą poza dopuszczalnym zakresem parametrów startowych silnika.

Charakterystyka wysokościowa

Wartości mocy odpowiadające pełnemu otwarciu przepustnicy, określone w sposób opisany powyżej, są punktem wyjścia przy opracowaniu charakterystyki wysokościowej. Przebieg zależności mocy od wysokości może być oczywiście określony na hamowni, ale pomiar bezpośredni wymaga dość kosztownego jej wyposażenia — jest konieczne zapewnienie odpowiedniego, obniżonego ciśnienia zarówno w układzie dolotowym, jak i za rurą wydechową silnika. Ze względów technicznych stosuje się zatem najczęściej pomiary przy obniżonym ciśnieniu tylko w układzie dolotowym, zaś wpływ zmniejszonego ciśnienia na wydechu uwzględnia się obliczeniowo.

Charakterystykę wysokościową typowego silnika można jednak (z dużą dokładnością) określić całkowicie obliczeniowo. W literaturze są podawane różne, na ogół bardzo zbliżone, wzory do obliczenia charakterystyki wysokościowej silnika — zależności mocy od wysokości (w AW), dla stałych obrotów i stałego otwarcia przepustnicy.

W [2] i [3] można znaleźć identyczny (poza sposobem zapisu) wzór:

$$N_H = N_o \cdot A \quad (23)$$

gdzie:

$$A = 1.11 \frac{p_H}{p_o} \sqrt{\frac{T_o}{T_H}} - 0.11 \quad (24)$$

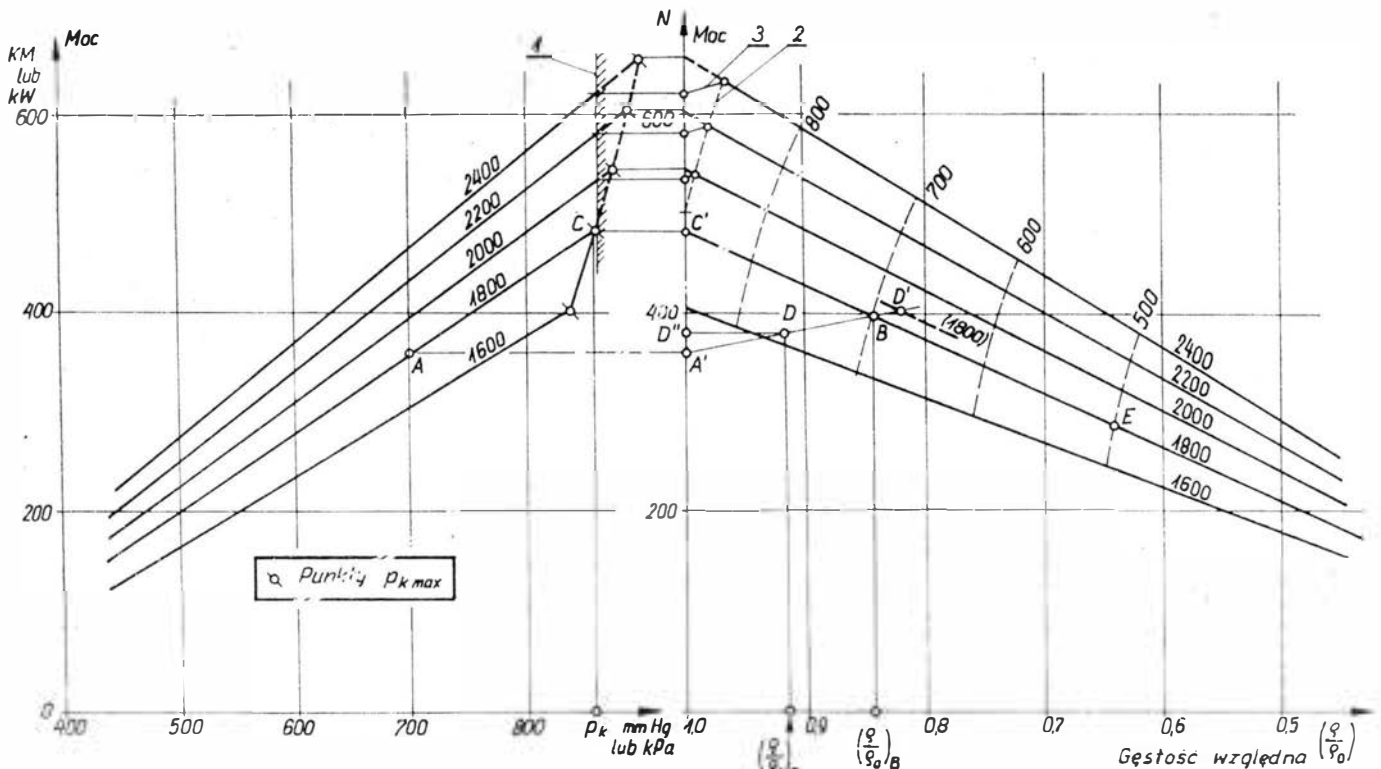
zaś w [1] podano założenie, że na wysokości 19 000 ft (5791,2 m) moc silnika jest równa połowie mocy na wysokości 0 m, przy czym zmiana jest liniowa w stosunku do gęstości względnej, co odpowiada zależności:

$$N_H = N_o \left(1,11391 \frac{\rho}{\rho_o} - 0,11391 \right) \quad (25)$$

Wzory te dają nieco różniące się przebiegi zmian wartości wraz ze wzrostem wysokości. Różnice względne wynoszą 1,25% na wysokości 1000 m, 2,59% na 2000 m oraz 5,55% na wysokości 4000 m, przy czym większy spadek mocy daje wzór wg [2] i [3]. Ostateczną weryfikacją przyjętej charakterystyki silnika (chodzi jednak o redukcję wyników pomiarów w locie) będzie praktyka. Jeżeli dla przyjętej charakterystyki wysokościowej silnika wystąpi zjawisko „przesuwania się” biegunowych samolotu, jest niezbędne wprowadzenie odpowiedniej korekty linii spadku mocy na charakterystyce wysokościowej silnika używanej do tej redukcji danych. Taka korekta jest usprawiedliwiona faktem, że chodzi tu o dobór pewnej charakterystyki **przybliżającej** tylko rzeczywistość i używanej **włącznie do obliczenia osiągow**.

W praktyce zgodność z pomiarami w locie wykazał wzór (25), dlatego w dalszych rozważaniach posłużono się nim do określenia charakterystyki wysokościowej. Jak wynika z budowy wzoru (25), linie przedstawiające moc przy stałych obrotach są liniami prostymi na wykresie, w którym na osi poziomej znajduje się podziałka liniowa względem gęstości względnej (rys. 6, część prawa).

Wykres taki jest łatwy do narysowania (jeżeli do celów praktycznych trzeba go narysować), ale, co ważniejsze, służy do ilustracji metody określania mocy silnika przy niepełnym otwarciu przepustnicy. Ze względu na nierównomierną podziałkę wysokości byłby jednak nieco niewygodny w praktycznym korzystaniu. Z kolei wykres o równomiernej podziałce wysokości jest trudniejszy do sporządzenia, ponadto nie nadaje się do określania mocy przy niepełnych otwarciach przepustnicy. Niekiedy (w bardzo uproszczonych wykresach) można spotkać „charakterystyki wysokościowe” silnika, przedstawione liniami prostymi na wykresie, którego pozioma oś ma równomierną podziałkę wysokości. Takie wykresy **nie nadają się** niestety do **praktycznego wykorzystania przy redukcji osiągow**. Charakterystyka



Rys. 6. Charakterystyka ciśnieniowa i wysokościowa silnika z ograniczeniem $p_{k \max}$. Sposób określania mocy silnika dla $H > 0$ i niepełnego otwarcia przepustnicy: 1 — ograniczenie maks. ciśnienia ładowania, 2 — osiągalne ciśnienie ładowania w funkcji wysokości, 3 — zmiana mocy z wysokością przy stałych obrotach i ciśnieniu ładowania

стыка wysokościowa, przedstawiona na rys. 6 (część prawa), musi zawierać także linie maks. osiągalnego ciśnienia ładowania. Do znalezienia położenia tych linii są potrzebne wyniki pomiarów ciśnienia ładowania w funkcji wysokości dla pełnego otwarcia przepustnicy przy stałych obrotach.

Pomiary te oraz sposób ich opracowania omówiono przy okazji ustalania położenia linii $p_{k\max}$ na charakterystyce ciśnieniowej. Skoro więc są znane współczynniki A' i B' , to po obliczeniu ze wzoru (9) wartości p_{k0} dla zadanych obrotów, po odpowiednim przekształceniu wzoru (15) można obliczyć gęstość względną, dla której jest możliwe uzyskanie zadanego p_k , oznaczoną $\left(\frac{\rho}{\rho_0}\right)'$:

$$\left(\frac{\rho}{\rho_0}\right)' = \left(\frac{p_{kH} - B'}{p_{k0}} - B'\right) \cdot \frac{1}{A'} \quad (26)$$

a ze wzoru (18) — także wysokość H' , której odpowiada ta gęstość względna.

W ten sposób określa się położenie punktu odpowiadającego zadanej wartości p_k na wykresie charakterystyki wysokościowej. Po wykonaniu obliczeń dla całej siatki obrotów i ciśnień ładowania można uzyskać (jeżeli potrzeba) wykres charakterystyki wysokościowej silnika pokazany na rys. 6 (strona prawa).

Moc silnika przy niepełnym otwarciu przepustnicy

W praktyce często bywa potrzebne określenie mocy silnika dla zadanych nastawów (n_z , p_{kz}) na wysokości pośredniej między poziomem morza a wysokością pełnego otwarcia przepustnicy dla zadanych nastawów (oznaczonej H_z). Zadanie to jest typowe dla zagadnień redukcji osiągow. Wymaga ono znajomości zarówno charakterystyki ciśnieniowej, jak i wysokościowej silnika i można je rozwiązać w następujący sposób:

● Z wykresu charakterystyki ciśnieniowej (czyli obliczeniowo — ze wzoru (6) określić dla danych nastawów moc N_{oA} na wysokości 0 m AW (rys. 6, punkt A).

● Na wykresie charakterystyki wysokościowej znaleźć punkt B odpowiadający tym samym nastawom silnika (czyli określić $\left(\frac{\rho}{\rho_0}\right)_B$ i N_{HB} dla tego punktu). Odpowiada temu obliczenie ze wzoru (9) wartości p_{k0} dla zadanych obrotów, następnie ze wzoru (26) gęstości względnej dla zadanej wartości p_{kH} , czyli $\left(\frac{\rho}{\rho_0}\right)_B$. Następnie ze wzoru (9) należy określić $p_{k0\max}$ odpowiadające pełnemu otwarciu przepustnicy na poziomie 0 m (punkt C') oraz ze wzoru (6) — moc odpowiadającą tym parametrom (punkt C). Wstawiając do wzoru (25) otrzymaną wartość mocy jako N_o oraz

gęstość względną $\left(\frac{\rho}{\rho_0}\right)_B$ obliczoną powyżej, obliczyć moc N_{HB} .

● Obliczyć gęstość względną $\left(\frac{\rho}{\rho_0}\right)_z$ odpowiadającą zadanej wysokości H_z i łącząc punkt A' odpowiadający mocy na wysokości 0 m dla zadanych nastawów z punktem B linią prostą, znaleźć punkt D odpowiadający poszukiwanej mocy dla niepełnego otwarcia przepustnicy. (Uwaga: ta konstrukcja może być wykonana tylko na wykresie, którego część wysokościowa ma podziałkę liniową w stosunku do gęstości względnej). Obliczeniu odpowiada to określeniu N_z ze wzoru:

$$N_z = N_{oA} + (N_{HB} - N_{oA}) \cdot \frac{1 - \left(\frac{\rho}{\rho_0}\right)_z}{1 - \left(\frac{\rho}{\rho_0}\right)_B} \quad (27)$$

Do powyższej metody warto dodać parę uwag praktycznych nt. jej zastosowania:

● Dla przypadku, gdy w danych pojawi się (z jakiegokolwiek powodów) wartość p_{kH} większa od p_{k0} dla tych obrotów, należy przewidzieć w programie sposób dalszego rozwiązywania zadania, aby nie pojawiły się wyniki nie mające sensu fizycznego.

● Dla przypadku, gdy punkt B leży na wysokości 0 m, wzór nie nadaje się do zastosowania (dzielenie przez zero), trzeba przewidzieć inny algorytm liczenia mocy.

● Należy przewidzieć przypadek, gdy podana wartość wysokości H_z będzie taka, że punkt D znajdzie się na prawo od punktu B. Wtedy istnieją dwa schematy postępowania:

— Jeżeli dane pochodzą z pomiarów w locie, to należy liczyć się z sytuacją, że powiększenie wysokości, na której jest osiągalne zadane ciśnienie ładowania, jest wynikiem zmian np. układu wlotowego powietrza albo usunięcia filtra i podane dane są prawdziwe, czyli silnik jest lepszy niż zakładano. Wtedy należy obliczyć moc z tego samego wzoru (19), traktując punkt D jako leżący na prostej AB, na prawo od punktu B. Sytuacja taka często występuje podczas pomiarów w locie przy temp. niższej od temp. w AW;

— Jeżeli dane pochodzą z zadania np. o wznoszeniu samolotu przy stałym ciśnieniu ładowania, to algorytm obliczenia mocy powinien wykazać, że na podanej wysokości nie można uzyskać zadanego ciśnienia ładowania i należy obliczać moc dla zadanych obrotów i pełnego otwarcia przepustnicy, czyli wg linii BE (albo wg innego algorytmu, wynikającego z warunków zadania).

Literaturę do cz. III i IV zamieścimy w cz. IV artykułu.

cd. ze s. 24

ZUSAMMENFASSUNGEN

GORSKI P.: Konzeptionswechsel am amerikanischen Kampffeld-Unterstützungsflugzeug. TLiA, XLIII Jhrg., 1988, H. 5, S. 4

Die amerikanische Luftwaffe (USAF) hat vor, auf das Kampffeld-Unterstützungsflugzeug Fairchild-Republic A-10 Thunderbolt II zu Gunsten der modifizierten Version des Überschall-Jagdbombers General Dynamics F-16 CAS zu verzichten. Dieser Entschluss bleibt im Zusammenhang mit der neuen Doktrin des Pentagon, nach der ein grosses Gewicht auf Mehraufgaben-Flugzeuge, die ihre Angriffe nach dem Durchdringen ausführen können, gelegt wird.

Ventilator-Luftschauben (I). TLiA, XLIII Jhrg., 1988, H. 5, S. 6

Es wird eine neue Entwicklungsrichtung der Flugzeugantriebe, nämlich die Ventilator-Luftschauben, vorgestellt, sowie ihre Eigenschaften und Vorteile beschrieben.

KARDYMOVICZ A.: Analyse der Flugleistungswerte eines Luftschaubenflugzeuges. Teil III. Charakteristik des Antriebsatzes. TLiA, XLIII Jhrg., 1988, H. 5, S. 8

Es wird die Methode zur Bestimmung der Charakteristik der Motorleistung in Abhängigkeit von der Drehzahl und dem Ladedruck, der Höhencharakteristik sowie bei nicht voll geöffneter Drosselklappe erörtert.

MALAK E.: Flugzeugprototypen in dem 3-jährigen Entwicklungsplan der polnischen Luftwaffe 1933-1936. TLiA, XLIII Jhrg., 1988, H. 5, S. 22

Es wird der bisher unbekannte Entwicklungsplan der polnischen Luftwaffe in den Jahren 1933-1936 dargestellt, infolgedessen die Flugzeuge PZL.23 Karas, PZL.37 Łoś und PZL.38 Wilk entstanden sind. Sie waren als die Grundausrüstung der polnischen Luftwaffe für die Jahre 1936-1939 vorgesehen.

СОДЕРЖАНИЯ

ГУРСКИ П.: Изменение концепции американского самолета-штурмовика для содействия на поле боя. TLiA, т. 43, 1988 г., № 5, с. 4

Американские Боевые Воздушные Силы (USAF) намерены отказаться от самолета — штурмовика Фейрчайлд-Рипаблик А-10 Таннерболт II и перейти на модифицированный вариант сверхзвукового истребителя-бомбардировщика Дженерал Дайнамикс

Ф-16 ЦАС. У основ этого решения легли новые доктрины Пентагона — наиболее интересными считаются многоцелевые самолеты способные совершать атаки после прорыва.

Вентиляторные воздушные винты (I). TLiA, т. 43, 1988 г., № 5, с. 6

Описано новое направление развития авиационных силовых установок — вентиляторные винты, излагаются их достоинства и недостатки.

КАРДЫМОВИЧ А.: Анализ результатов измерений летных характеристик винтового самолета. Часть III — Характеристика силовой установки. TLiA, т. 43, 1988 г., № 5, с. 8

Описывается метод определения мощности поршневого двигателя при заданных оборотах и давлении наддува, высотной характеристики а также мощности при неполиом открытии дросселя.

МАЛЯК Е.: Прототипы самолетов в трехлетнем плане развития польской авиации 1936-1939. TLiA, т. 43, 1988 г., № 5, с. 22

Представлен не известный дотепе план развития польской авиации в 1936-1939 г., в результате которого были созданы самолеты ПЭЛ.23 Карась, ПЭЛ.37 Лось и ПЭЛ.38 Вильк. Эти самолеты рассматривались как основная техника польской военной авиации на 1936-1939 г.

Prototypy samolotów w trzyletnim planie rozwoju polskiego lotnictwa 1933 ÷ 1936

Dr EDWARD MALAK

Wyprodukowanie na początku lat trzydziestych przez polski przemysł lotniczy pierwszych serii samolotów rodzimej konstrukcji (łącznikowego PZL Ł2, myśliwskiego PWS-10, towarzyszącego R-XIII i przystąpienie do produkcji samolotów myśliwskich PZL P.7) stało się jednym z czynników, które przyczyniły się do opracowania w tym czasie programu budowy samolotów bojowych nowej generacji.

Tworzony przy wydatnym udziale szefa Departamentu Aeronautyki MSWojsk. płk. Ludomiła Rayskiego program budowy nowych samolotów wojskowych powstał ostatecznie w listopadzie 1932 r. i został włączony do zatwierdzonego przez naczelną władzę wojskową trzyletniego planu rozwoju i modernizacji lotnictwa, obowiązującego od 1.IV.1933 r. do 1.IV.1936 r. Oznaczało to, że równoległe z pracami nad podniesieniem liczebności eskadr miały być prowadzone prace projektowe nad nowymi typami samolotów. Podjęte jesienią 1932 r. przez wiceministrów Spraw Wojskowych gen. Kazimierza Fabrycego i gen. Felicjana Składkowskiego oraz Szeffa Sztabu Głównego gen. Janusza Gąsiorowskiego decyzje w sprawie przygotowania nowego sprzętu nakazywały opracowanie:

- samolotu liniowego (rozpoznawczo-bombowego) o całkowicie metalowej konstrukcji i dużej prędkości,
- samolotu bombowego średniej nośności,
- samolotu myśliwskiego (ewentualnie wieloosobowego, dwusilnikowego) o silnym uzbrojeniu (w działka).

Konieczność budowy nowego samolotu liniowego nie budziła wątpliwości (używane wówczas Potezy XXV i Breguety XIX stawały się przestarzałe), a zamiysł nadania mu całkowicie metalowej konstrukcji i dużej prędkości był poważnym krokiem ku nowoczesności, wynikającym z tendencji L. Rayskiego do stosowania metalowych samolotów bojowych. Wprawdzie w 1932 r. przeprowadzono próby prototypu samolotu liniowego PWS-19, którego właściwości w locie zostały ocenione jako bardzo dobre, jednakże wobec decyzji wprowadzenia do użycia samolotów metalowych, uznano za konieczne zamówienie projektu w wytwórni PZL, jedynej mogącej podjąć się budowy samolotu o takiej konstrukcji. Wynikiem tego było zamówienie projektu i prototypu samolotu PZL.23 Karaś. Oznacza to, że władze wojskowe już w 1932 r. przyjęły koncepcję wyposażenia naszego lotnictwa w jak najnowocześniejsze samoloty. Zlecenie budowy nowego samolotu rozpoznawczo-bombowego, przy jednoczesnym jednak braku zamówienia na opracowanie samolotu rezerwowego na wypadek fiaska samolotu liniowego nowego typu, informuje także o dość ograniczonych możliwościach budżetowych, zwłaszcza, że były to lata kryzysu gospodarczego.

Ograniczenia finansowe dały o sobie znać nie tylko w wypadku samolotu liniowego nowego typu, lecz również i w wypadku dwóch pozostałych, wprowadzonych do planu samolotów; ciężkiego myśliwca oraz bombowca. Także i te konstrukcje miały powstać bez budowanych równoległe samolotów rezerwowych tego samego rodzaju.

Konieczność budowy samolotu bombowego następująco uzasadniał Departament Aeronautyki w opracowaniu z 11 października 1932 r.: „Posiadamy płat(owiec) bomb(owy) Fokker, którego zaletą jest nadzwyczaj niska cena, prawie, że zupełna pewność lotu (3 silniki), nądzwyczaj wielka wydajność na posiadaną siłę silników, przestaje być płatowcem nowoczesnym”.

Uzasadnienie budowy ciężkiego myśliwca nie było już takie proste. Jak wiadomo, polskie lotnictwo nie miało wówczas samolotów tego typu, nie można więc było uzasadnić konieczności budowy ciężkiego myśliwca tylko tym, że aktualnie używane samoloty stały się przestarzałe. Jak wynika z opracowania Departamentu Aeronautyki, propozycja przygotowania ciężkiego myśliwca (pościgowca) była podyktowana tym, że wg ocen kierownictwa aeronautyki polskie siły powietrzne (pomimo perspektywy wejścia na

uzbrojenie jednego z najlepszych ówczesnie myśliwców świata — PZL P.7), nie miały odpowiednich samolotów do walki z silnie uzbrojonymi samolotami bombowymi. Dlatego uznano za konieczne skonstruowanie wielomiejscowego samolotu myśliwskiego, uzbrojonego w działka (większa siła rażenia, na większym dystansie), zdolnego do działań w warunkach zarówno dziennych, jak i nocnych. Podjęcie prac nad skonstruowaniem pościgowca nie oznaczałoby próby zastąpienia lekkiego (klasycznego) samolotu myśliwskiego ciężko uzbrojonym samolotem pościgowym.

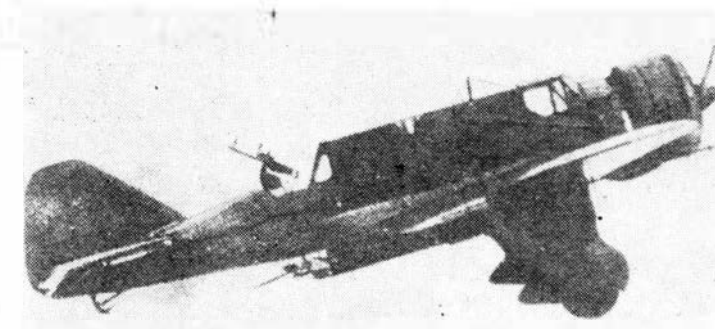
O ile zbudowanie nowego samolotu liniowego mogło spowodować znaczne nawet unowocześnienie jednego z rodzajów polskich sił powietrznych, to jednak nie wywołałoby to zmiany dotychczasowego statusu lotnictwa, będącego, jak wiadomo, w Polsce przede wszystkim bronią pomocniczą, współpracującą z armią lądową. Tymczasem skonstruowanie silnie uzbrojonego pościgowca oraz nowoczesnego bombowca dawało szansę na wystawienie dwóch, praktycznie nie istniejących w polskim lotnictwie, formacji: pościgowej i bombowej, z zasady przeznaczonych do prowadzenia walki niezależnie od wojsk naziemnych. Innymi słowy, przez zamówienie samolotu pościgowego i bombowego można było osiągnąć nie tylko podstawy do daleko idącej modernizacji lotnictwa, lecz również do przekształcenia go z pomocniczego w częściowo choćby samodzielny rodzaj sił zbrojnych.

Warte podkreślenia jest także i to, że postanowienia planu trzyletniego w praktyce miały wykraczać poza termin zakończenia planu, to jest 1.IV.1936 r. Od początku było przecież wiadomo, że w latach 1933÷1936 można tylko opracować przewidziane programem rozbudowy prototypy samolotów: liniowego, pościgowego i bombowego. U uruchomienie zaś ich seryjnej produkcji i wprowadzenie do eskadr nastąpi po zakończeniu roku budżetowego 1935/1936. Tak więc powzięte w końcu 1932 r. decyzje warunkowały stan polskich sił powietrznych z 6÷8-letnim wyprzedzeniem. Podjęte po 1936 r. działania mogły wiele zmienić w uzbrojeniu lotnictwa, w praktyce okazało się jednak, że obrany w 1932 r. kierunek rozwoju sił powietrznych w Polsce obowiązywał w niemałej części aż do 1939 r.

O niedostatecznej sile polskiego lotnictwa w 1939 r. zdecydowało m.in. niepełne wykonanie zamierzeń z jesieni 1932 r. Inna sprawa, że nawet najdoskonalsze wykonanie polskich planów wojennych nie zwiększyłyby szans Polski w 1939 r. Przewaga wrogów, będąca konsekwencją nieporównywalnie większego potencjału gospodarczego i ludnościowego, była zbyt przytłaczająca.

Osiągnięte w latach 1933÷1936 wyniki tworzenia nowych konstrukcji samolotowych były następujące:

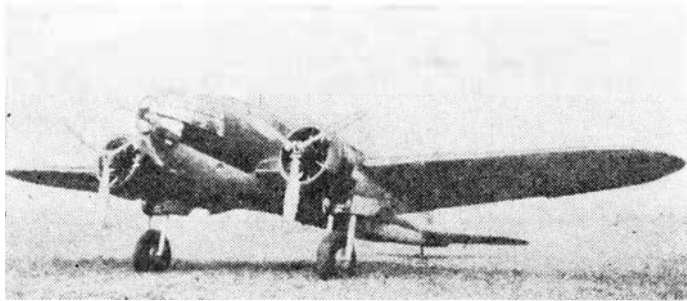
Najistotniejszym sukcesem było doprowadzenie samolotu liniowego nowej generacji PZL.23 Karaś do stadium, w któ-



Rys. 1. Pierwszy prototyp samolotu rozpoznawczo-bombardującego PZL.23 Karaś oblatany w 1934 r.

rym można było podjąć jego seryjną produkcję. Dzięki temu pojawiła się możliwość w miarę szybkiego wyeliminowania z linii bardzo już przestarzałych Potezów i Breguetów.

Bardzo dobre rezultaty osiągnięto także podczas prac nad samolotem bombowym. Realizowano nie jedną, lecz dwie konstrukcje: PZL.30 Żubr i PZL.37 Łoś. Samoloty



Rys. 2. Pierwszy prototyp samolotu bombowego PZL.37 Łoś oblatany w grudniu 1936 r.

te nie były jednak alternatywnymi względem siebie samolotami bojowymi, choć zapewne istniała pomiędzy nimi pewna konkurencja. Otóż od samego początku było wiadomo, że PZL.30 nie będzie mógł spełnić wszystkich wymogów dowództwa lotnictwa, jakie stawiano przyszłemu bombowcowi (zbyt mała prędkość, konstrukcja drewniano-stalowa, silniki nie krajowej produkcji). Było to, jak wiadomo, konsekwencją przejścia niedokończonego prototypu od lotnictwa cywilnego, które w znacznym stopniu sfinansowało budowę samolotu.

Przy końcu planu trzyletniego prototyp PZL.30 był gotowy, nie było jednak odpowiednich silników. Chęć poprawienia osiągnięć bombowca spowodowała, że postanowiono przebudować samolot, wyposażając go w krajowej produkcji silniki o większej mocy.

W marcu 1936 r. budowa prototypu PZL.37 Łoś była już rozpoczęta. Tempo rozwojowe tego awangardowego samolotu było imponujące, w wyniku czego PZL.30 Żubr, którego budowę rozpoczęto ok. dwa lata wcześniej, niewiele tylko wyprzedzał znacznie doskonalszego Łośa.

W porównaniu z Karasiem, Zubrem i Łośiem, stopień zaawansowania prac przy trzecim samolocie (którego budowę postanowiono zrealizować w trakcie planu), ciężkim pościgowcu, był wyraźnie mniejszy. Samolot ten, oznaczony PZL.38 Wilk, w chwili zakończenia planu znajdował się jeszcze na etapie tworzenia projektu konstrukcyjnego. Niemniej Wilk, w porównaniu z przygotowywanymi ówczesnie za granicą ciężkimi samolotami myśliwskimi Potez 63 czy Messerschmitt 110, zapowiadał się bardzo korzystnie. Jego obliczeniowa prędkość i projektowane uzbrojenie były zbliżone do samolotów konkurencyjnych, natomiast masa i wymiary miały być znacznie mniejsze. Można przypuszczać, iż w razie udanej, szybkiej realizacji Wilk byłby nie mniejszą rewelacją niż ongiś myśliwce z „polskim płatem”.

Powód opóźnienia prac — w stosunku do pierwotnych założeń planu — był dość oczywisty. Otóż wypracowanie koncepcji samolotu stało się możliwe dopiero po wybraniu do niego odpowiedniego silnika. Było to jednak bardzo trudne, jako że produkowane w kraju solidne, lecz już nienowoczesne silniki Bristol z pewnością nie były odpowiednie dla Wilka. Za granicą także nie było odpowiednich silników. Pozostawała zatem budowa silnika w kraju. Koncepcja silnika dla Wilka pojawiła się ok. 1934 r. Był to, jak wiadomo, silnik PZL Foka. Nie mogło stać się to sygnałem do natychmiastowego podjęcia prac przy ciężkim myśliwcu. Było przecież wiadome, że opracowanie silnika trwa z reguły znacznie dłużej niż przygotowanie nowego samolotu. Tym samym projektowanie pościgowca musiało być — w stosunku do prac przy Focce — odpowiednio opóźnione. W rezultacie opracowanie samolotu PZL.38 Wilk rozpoczęto dopiero w 1935 r. Prawdopodobnie dlatego wiosną 1936 r. budowa Wilka nie mogła być tak zaawansowana jak budowa innych, realizowanych w trakcie planu samolotów bojowych.

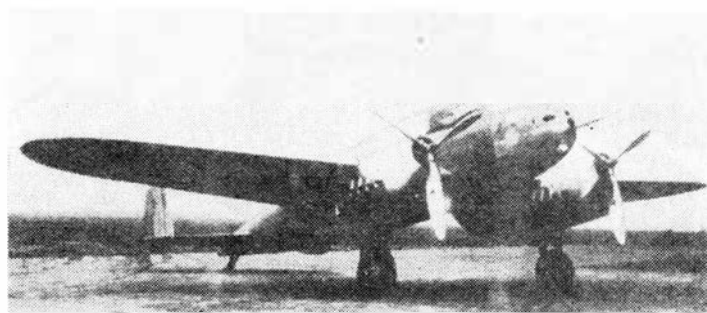
Samoloty PZL.23 Karaś, PZL.30 Żubr, PZL.37 Łoś oraz PZL.38 Wilk nie były jedynymi konstrukcjami przygotowywanymi przez polski przemysł lotniczy w latach 1933–

1936. Prowadzone były również prace nad nowym samolotem towarzyszącym (RWD-14 Czapla) oraz lekkim, małym, o konstrukcji mieszanej myśliwcem oznaczonym początkowo PZL.39 (LWS-1). Oba samoloty były niewątpliwie bardzo potrzebne. Czapla miała zastąpić przestarzałego Lublina R-XIII, zaś PZL.39 (LWS-1) i PZL.38 Wilk miały być następcami samolotów myśliwskich PZL P-11.

Przedstawione pokrótce fakty pozwalają na sformułowanie tezy, że realizowany w latach 1933–1936 program budowy samolotów był logiczny, dobrze uzasadniony przyszłymi potrzebami polskich sił powietrznych, dający perspektywę dalszego, pomyślnego ich rozwoju. Właśnie w trakcie trzyletniego planu zaczęto tworzyć i w niemałej części utworzono, podstawę do planowanej generalnej rozbudowy i dalszej modernizacji polskiego lotnictwa wojkowego. Plan budowy samolotów nowej generacji miał jednak słabe punkty — budowę pościgowca PZL.38 Wilk, gdy przewidziany dlań silnik (PZL Foka) nie był jeszcze gotowy, oraz lekkiego klasycznego myśliwca PZL.39, do którego przewidywano zastosowanie tego samego silnika. W razie niepowodzenia z nowo budowanym silnikiem mogło dojść do przejściowego załamania programu budowy myśliwców nowej generacji. Ryzyko takie jednak podjęto. W razie niepowodzenia można było rozpatrywać możliwość zakupu odpowiednich silników za granicą oraz uzyskanie licencji.

Przy końcu planu trzyletniego nic jednak nie zapowiadało porażki, do jakiej doszło w następnym okresie w związku z budową nowych samolotów myśliwskich. ●wczesna dobra praca polskiego przemysłu lotniczego i jego osiągnięcia uzasadniały oczekiwania, iż polskie lotnictwo utrzyma wysoką pozycję, jaką zdobyło dzięki myśliwcom z „polskim płatem”. Zarówno bowiem Łoś, jak i Wilk zapowiadały się rewelacyjnie. Były to konstrukcje, których wykonania jeszcze parę lat wcześniej polski przemysł lotniczy nie mógłby się podjąć. Również PZL.23 Karaś, wprawdzie nie tak zaawansowany technicznie jak PZL.37 i PZL.38 (co jest zrozumiałe, bowiem jego opracowywanie rozpoczęto znacznie wcześniej) dobrze świadczył o polskim przemyśle. Jego zaś ewentualne szybkie wprowadzenie do jednostek spowodowałoby, że na uzbrojeniu pojawiłby się kolejny, po myśliwca z „polskim płatem” (PZL.P-7 i PZL.P-11) samolot na światowym poziomie.

W ten oto sposób, po latach mozolnego dźwigania od podstaw, polski przemysł lotniczy stawał się coraz silniejszy i coraz bardziej liczył się w świecie. Zachowane dokumenty wykazują, że plany modernizacji polskiego lotnictwa opracowane na najwyższym szczeblu sił zbrojnych powstały już w 1932 r., a nie w 1936 r. Oznacza to, że ewentualne konstatacje, iż do objęcia dowodzenia wojskiem przez gen. Edwarda Rydza-Śmigłego lotnictwo było zaniedbywane, czy wręcz pozostawione samo sobie, powinny zostać zrewidowane.



Rys. 3. Prototyp samolotu PZL.38 Wilk z silnikami Foka zbudowany w 1938 r.

ŹRÓDŁA:

1. Rozbudowa lotnictwa — realizacja materiałowa. L. dz. 514 /Mob/33, C.A.W., Akta Kanc. Szt. Gł. Ł. 3
2. Protokół konferencji odbytej u Pana gen. Fabrycego w sprawach lotniczych. C.A.W., Akta Kanc. Szt. Gł. 3
3. Budżet lotnictwa MSWojsk. Dep. Aeron. L. dz. 1199/32, t.j. z 11.X.1932 C.A.W. Akta Szt. Gł.
4. Lotnictwo po pierwszym etapie rozbudowy. L. 719 Wyd. Mob. Mat. z 14.IV.1931. C.A.W., Akta Szt. Gł.
5. Rozwój lotnictwa od 1923—1933. Dep. Aeron. MSWojsk. L. dz. 572/Mob/33Aer z 30.IX.1933. C.A.W., Akta Szt. Gł.
6. E. MALAK: Problemy modernizacji i rozwoju lotnictwa wojkowego w Polsce w latach 1933–1939. Praca doktorska, maszynopis, Wrocław 1985.

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

W. Antoszczyk: Dziś i jutro silników lotniczych w Polsce . . . Z KRAJU I ZE SWIATA . . .	Str. 1 2
STATYSTYKA LOTNICZA: Obloty prototypów samolotów. Śmigłowców i szybowców 1986÷1987; Produkcja szybowców i motoszybowców w latach 1985÷1986	3
P. Górski: Zmiana koncepcji amerykańskiego samolotu wsparcia pola walki	4
Śmigła wentylatorowe (I)	6
A. Kardymowicz: Analiza wyników pomiarów osiągnięć samolotu śmigłowego. Cz. III — Charakterystyka zespołu napędowego	8
KARTOTEKA TLiA: Boeing B-757	11
Aero Spacelines Super Guppy 201	13
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY: Przemysł lotniczy . . .	15
POMOCE KONSTRUKCYJNE: Zabezpieczenie przed oblodzeniem. Advisory Circular AC 23.1419-1 (III)	16
NOWOSCI TECHNICZNE: Nowe radary pokładowe firmy Fiar; Pociski do myśliwca europejskiego EFA; Perspektywy zastosowania nowych silników tłokowych . . .	18
PROTOTYPY: Shenyang F-8II (J-8B)	19
Grob G103 Twin III	19
E. Malak: Prototypy samolotów w trzyletnim planie rozwoju polskiego lotnictwa 1933÷1936 (Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ)	22
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP I SITK . . .	II okł.
Piękno starej techniki w fotografii . . .	III okł.
Do Czytelników . . .	III okł.

Na okładce: Samoloty RWD-6 (1932 r.) — rys. K. Cieślak

WYDAWNICTWO
SIGMA
00-950 Warszawa
skrytka pocztowa 1004
ul. Biała 4

Redaktor naczelny:
mgr inż. Andrzej Glass
Sekretarz Redakcji:
Agnieszka Woźniczka-Wróbel

Redaktorzy działów:
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, doc. dr inż. H. Grzegorzczak, mgr inż. J. Grzegorzewski (wiceprzew.), mgr inż. F. Gwiżdż, mgr inż. E. Kotodziński, doc. dr inż. T. Kostia, mgr inż. K. Kunachowicz, mgr inż. T. Królikiewicz (przewodniczący), mgr inż. T. Kurczyk, prof. dr inż. J. Lewitowicz, prof. dr inż. J. Maryniak, dr inż. K. Michalewicz, mgr inż. M. Mikluszka, mgr inż. A. Misiołek, mgr inż. W. Mójta, mgr inż. Z. Olszański, mgr inż. K. Sater, mgr inż. S. Trębacz.

STRESZCZENIE

GÓRSKI P.: Zmiana koncepcji amerykańskiego samolotu wsparcia pola walki. TLiA, t. XLIII, 1988, nr 5, s. 4

Amerykańskie siły powietrzne (USAF) zamierzają zrezygnować z samolotu wsparcia pola walki Fairchild-Republic A-10 Thunderbolt II na rzecz zmodyfikowanej wersji naddźwiękowego samolotu myśliwsko-bombowego General Dynamics F-16 CAS. U podstaw tej decyzji leżą nowe doktryny Pentagonu — kładzie się nacisk na samoloty wielozadaniowe, mogące wykonywać ataki po przeniknięciu na tyły przeciwnika.

Śmigła wentylatorowe (I). TLiA, t. XLIII, 1988, nr 5, s. 6

Przedstawiono nowy kierunek w rozwoju napędów lotniczych — śmigła wentylatorowe, opisano ich cechy i zalety.

KARDYMOWICZ A.: Analiza wyników pomiarów osiągnięć samolotu śmigłowego. Cz. III — Charakterystyka zespołu napędowego. TLiA, t. XLIII, 1988, nr 5, s. 8

Opisano metodę określenia charakterystyki mocy silnika w zależności od obrotów i ciśnienia, ładowania, charakterystyki wysokościowej oraz przy niepełnym otwarciu przepustnicy.

MALAK E.: Prototypy samolotów w trzyletnim planie rozwoju polskiego lotnictwa 1933÷1936. TLiA, t. XLIII, 1988, nr 5, s. 22

Przedstawiono nie znany dotychczas plan rozwoju polskiego lotnictwa w latach 1933÷1936, w wyniku którego powstały samoloty PZL.23 Karaś, PZL.37 Łoś i PZL.38 Wilk. Były one przewidziane jako podstawowe wyposażenie polskiego lotnictwa na lata 1936÷1939.

CONTENTS

GORSKI P.: Changes in the conception of the American combat support plane. TLiA, vol. XLIII, 1988, No. 5, p. 4

The United State Air Forces (USAF) tend to abandon their Fairchild-Republic A-10 Thunderbolt II combat support plane to try the modified supersonic fighter and bomber General Dynamics F-16 CAS. The decision reflects new Pentagon doctrines giving priority to multi-role aircraft capable of effective strike when penetrating.

Ducted propellers (I). TLiA, vol. XLIII, 1988, No. 5, p. 6

A new trend — the ducted propellers — has been presented in the development of aircraft power plants. Basic advantages have been discussed.

KARDYMOWICZ A.: Analysis of performance measurements for a propeller-driven aircraft. Part III — Power plant characteristics. TLiA, vol. XLIII, 1988, No. 5, p. 8

A method has been discussed to establish the engine power characteristics versus RPM and boost pressure, altitude characteristics and those with partly opened throttle.

MALAK E.: Aircraft prototypes in the three-year development programme of the Polish aviation between 1933 and 1936. TLiA, vol. XLIII, 1988, No. 5, p. 22

An unknown plan of development in the Polish aviation covering 1933÷1936 period has been revealed which gave way for the PZL.23 Karaś, PZL.37 Łoś and PZL.38 Wilk aircraft as the basic Polish air forces planes for 1936÷1939.

$$\eta_z = \frac{V_0}{V_0 + 1/2(V_j - V_0)}$$

gdzie:

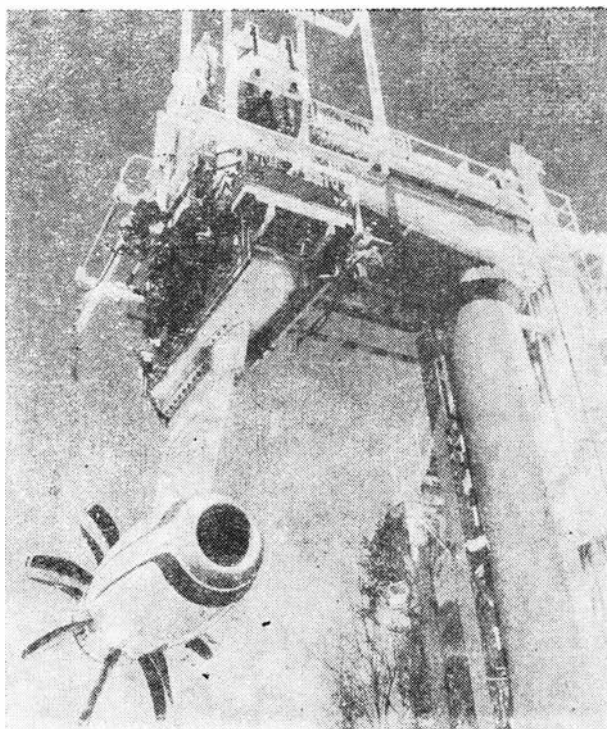
\dot{m} — masowe natężenie przepływu czynnika,
 V_0 — prędkość strumienia czynnika na wlocie urządzenia napędowego równa prędkości lotu,
 V_j — prędkość czynnika na wylocie urządzenia napędowego,
 $V_j - V_0$ — przyrost prędkości czynnika w urządzeniu napędowym.

Wnioski z tych wzorów są następujące: chcąc uzyskać zwiększenie ciągu, trzeba zwiększyć natężenie przepływu czynnika i/lub przyrost prędkości $V_j - V_0$. Sprawność η_z jest tym większa, im przyrost prędkości $V_j - V_0$ jest mniejszy, a $\eta_z = 1$, gdy $V_j - V_0 = 0$. Widać stąd, że duży ciąg przy dużej sprawności napędowej otrzymuje się przez zwiększenie natężenia przepływu przy jak najmniejszym przyspieszeniu czynnika w zespole napędowym. W przypadku śmigieł prowadzi to do zwiększenia ich średnicy.

Ze względu na skutki kryzysu falewego na łopatach średnice śmigieł są ograniczone, a ich prędkości obrotowe stosunkowo nieduże: dla średnic 2÷3 m odpowiednio 2600÷1300 obr/min, dla 4÷5 m — 1100÷300 obr/min w porównaniu z prędkościami obrotowymi pędni silników turbinowych rzędu kilkunastu tysięcy obr/min. Wymaga to stosowania przekładni mechanicznych (reduktorów) między wałem turbiny a wałem śmigłowym. Jest to duży problem konstrukcyjny. Niezbędne duże przełożenie, znaczna moc do przeniesienia i wymagana niezawodność powodują, że przekładnie są skomplikowane, duże, ciężkie, zmniejszają sprawność i zwiększają wymiary silnika, a poza tym są kosztowne.

Dążenie do zwiększenia sprawności napędu turbinowego, a tym samym do zmniejszenia jednostkowego zużycia paliwa, doprowadziło m.in. do rozwoju silników dwuprzepły-

* Stosunek natężenia przepływu czynnika przez kanał zewnętrzny do natężenia przepływu przez kanał wewnętrzny; w przypadku silnika śmigłowego stosunek natężenia przepływu przez śmigło do natężenia przepływu przez silnik.



Rys. 10. Zespół jak na rys. 7 na hamowni naziemnej — silnik GE 36 o ciągu 11 100 daN. Jest przewidziany do zabudowy (do prób) na samolocie Boeing 727-100 zamiast lewego silnika turbino-wego JT8D. Następnie przewiduje się zabudowę na MD-80

wowych, przede wszystkim silników o dużych wartościach stosunku natężeń przepływu *) przeznaczonych do samolotów pasażerskich (transportowych).

Duże silniki dwuprzepływowe do samolotów transportowych mają wartości stosunku natężeń przepływu od 4:1 do 8:1 i jednostkowe zużycie paliwa od 0,50 do 0,35 kg/daNh w warunkach startowych.

R.L.

Piękno starej techniki w fotografii

Pod takim hasłem Polskie Towarzystwo Historii Techniki i redakcja *Przeglądu Technicznego* ogłaszają konkurs fotograficzny. Chcemy zwrócić uwagę społeczeństwa — a szczególnie twórców techniki oraz tych, którzy na co dzień z nią się stykają w pracy — na wartości historyczne, jakie kryją się w starych obiektach przemysłowych i technicznych. Są one trwałym dowodem rozwoju cywilizacyjnego, materialnej kultury tworzonej rękami robotnika, technika, inżyniera.

Organizatorzy konkursu zamierzają wykorzystać jego plon i spopularyzować nadesłane prace. Forma prezentacji i popularyzacji (wydawnictwo albumowe, wystawa) będzie zależać od liczby i poziomu nadesłanych prac. Zdjęcia na konkurs będą oceniane zarówno za ich walory artystyczne (po-
 kresłone specjalnymi technikami), jak i dokumentacyjne. Prace powinny przedstawiać piękno starych urządzeń, maszyn, konstrukcji, budowli itp.

Konkurs będzie odbywał się w dwóch grupach: dla amatorów (A)

oraz dla profesjonalistów (Z). Prosimy o oznaczenie prac pisząc na kopercie literę A (amator) lub Z (zawodowiec).

Warunki konkursu

Można nadsyłać wyłącznie zdjęcia dotyczące obiektów znajdujących się w Polsce, dotychczas niepublikowane, ani też nie przesyłane na żaden konkurs fotograficzny.

Zdjęcia o formacie 18 × 24 cm mogą być wykonane dowolną techniką fotograficzną.

Jeden autor może nadesłać do 3 prac (tematów).

Zdjęcia należy opatrzyć godłem (dowolną pięciocyfrową liczbą), w nawiasie podać kolejny numer zdjęcia. Do zdjęcia powinna być dołączona „metryka” — podstawowe dane o fotografowanym obiekcie (gdzie się on znajduje, dokładny lub przybliżony rok powstania, podstawowe informacje techniczne). Należy też podać rok wykonania zdjęcia (data nie ma wpływu na ocenę).

Wraz ze zdjęciami — w osobnej, zaklejonej kopercie zaopatrzonej tym samym pięciocyfrowym godłem — należy przesłać dane autorskie: imię, nazwisko, adres, ew. numer telefonu.

Nadesłane prace nie będą zwracane. Autorowi może być przyznana tylko jedna nagroda.

Fotografie wykorzystywane do publikacji będą honorowane zgodnie z obowiązującymi cennikami.

Ogłoszenie wyników konkursu nastąpi na łamach *Przeglądu Technicznego* w grudniu 1988 r.

Sąd Konkursowy będzie powołany przez Prezydium Zarządu PHT. Członkowie Sądu Konkursowego nie mogą brać udziału w konkursie.

Prace konkursowe można przysyłać pod adresem: redakcja *Przeglądu Technicznego* Warszawa, skr. pocz. 1004 z dopiskiem „Konkurs fotograficzny” i litery A lub Z.

Termin nadsyłania prac na konkurs upływa 30.09.1988 r. decyduje data stempla pocztowego).

DO CZYTELNIKÓW

Z przykrością zawiadamiamy Czytelników, że podwyżki cen papieru i usług poligraficznych zmusiły Wydawnictwo SIGMA do podniesienia ceny *Techniki Lotniczej i Astronautycznej*. Od nr 7 br. zeszyt *TLiA* kosztować będzie 200 zł.

Mamy nadzieję, że nasi Czytelnicy okażą zrozumienie dla tej, niemiłej i dla nas, decyzji i nadal będą czytać *Technikę Lotniczą i Astronautyczną*.

Redakcja

Śmigłowce Mi-6

