

TECHNIKA

9'88

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



Cena 200-
ISSN 0040-1145

WYDAWNICTWO  SIGMA

PROTOTYPY

Bromon BR-2000 • USA •

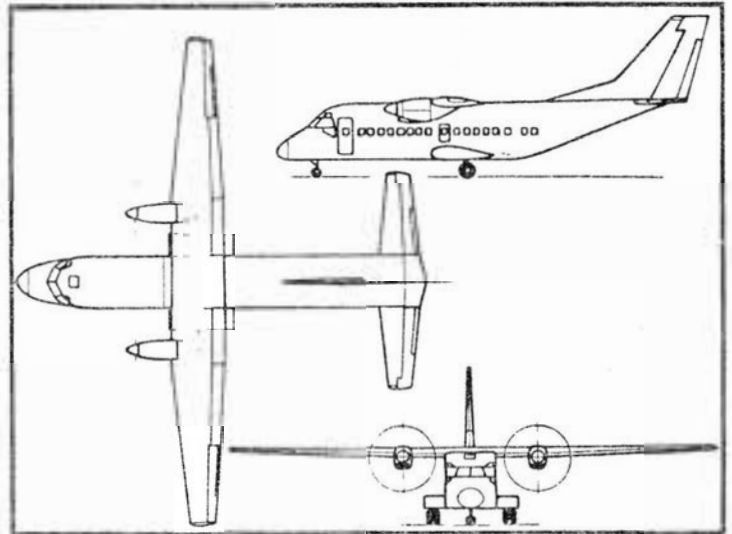
Dwusilnikowy wielozadaniowy samolot STOL

Jeszcze w br. ma wykonać pierwszy lot jeden z trzech prototypów dwusilnikowego turbośmigłowego samolotu BR-2000 firmy Bromon Aircraft Co. (Las Vegas). Koncepcja tego prostego wielozadaniowego samolotu STOL wywodzi się z projektu czterosilnikowego samolotu transportowego Ahrens AR-404, do którego jest zewnętrznie podobny, ma jednak o ok. 5000 kg większą masę startową. Układ górnopłata przyjęto głównie ze względu na maks. odległość końców śmigieł od ziemi na przygodnych lądowiskach. Przekrój kadłuba ma ok. 7,4 m², co umożliwia pomieszczenie znormalizowanych kontenerów i spakowanych ładunków wojskowych. W wersji pasażerskiej nieciśnieniowana kabina mieści 46 foteli. Samolot jest zaopatrzone w ogonową rampę załadunkową. Konstrukcja samolotu jest metalowa, jednak analizuje się możliwości zastosowania w przyszłości tworzyw zbrojonych. Do napędu wybrano silniki General Electric CT7-9B o mocy 1390 kW (1890 KM), odznaczające się dużą niezawodnością i łatwością obsługi. Samolot będzie miał bogate wyposażenie nawigacyjne i radiowe (na zamówienie: Omega/VLT i system nawigacji bezwładnościowej), kolorowy radar meteorologiczny i autopilota.

Poza wersją pasażerską i towarową mają być budowane wersje: transportowa wojskowa, do patrolowania, pomocy medycznej i służby leśnej. Samolot będzie certyfikowany wg FAR 25. Dostawy pierwszych samolotów zapowiedziano na marzec 1989 r. Przewiduje się sprzedaż 400÷500 samolotów w samych tylko Stanach Zjednoczonych.

Dane techniczne

| | |
|------------|---------|
| Rozpiętość | 25,03 m |
| Długość | 23,43 m |
| Wysokość | 8,41 m |



| | |
|---|-----------|
| Masa własna | 6598 kg |
| Masa użyteczna | 6443 kg |
| Masa paliwa maks. | 3800 kg |
| Masa startowa | 13 495 kg |
| Prędkość przelotowa maks. | 415 km/h |
| Prędkość min. | 156 km/h |
| Prędkość przeciągnięcia | 128 km/h |
| Wznoszenie maks. | 13,5 m/s |
| Pułap praktyczny | 11 340 m |
| Długość startu na 15 m | 680 m |
| Dobieg | 500 m |
| Zasięg z ładunkiem 4080 kg | 1850 km |
| Zasięg z ładunkiem 2655 kg i rezerwą paliwa na 45 min | 3890 km |

W.K.

Antonow An-74 • ZSRR •

Odrzutowy wielozadaniowy samolot STOL

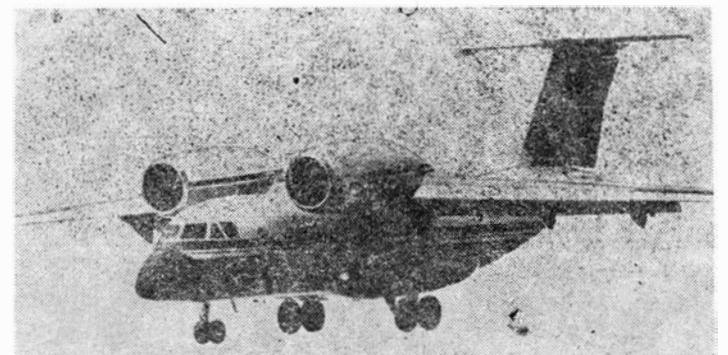
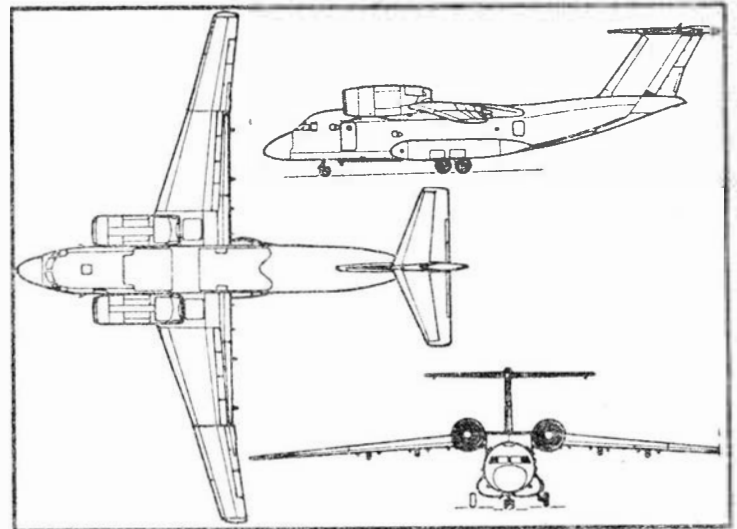
Pokazany na wystawie paryskiej w 1987 r. samolot An-74 jest cywilną wersją taktycznego transportowego samolotu STOL An-72 skonstruowanego przez biuro Antonowa. An-74 jest przeznaczony do badań zasobów Arktyki i Antarktyki, obserwacji ruchu mas lodu i zaopatrywania stacji polarnych. Załoga samolotu składa się z czterech osób (An-72 ma załogę dwuosobową): dwóch pilotów, nawigatora i mechanika pokładowego. Przesuwana ścianka oddziela kabinę personelu badawczego od pomieszczenia towarowego. W pomieszczeniu osobowym znajdują się cztery podwójne fotele i dwa tapczany, stanowisko badawcze dla dwóch hydrologów oraz kuchenka. Pomieszczenie towarowe jest zaopatrzone w kłapę ogonową do załadunku samolotu i do zrzutów spadochronowych oraz w podwieszony przenośnik o udźwigu 2500 kg; jest również możliwe zamontowanie rolkowych przenośników podłogowych. Całkowicie tytanowe podwozie samolotu może być zaopatrzone w koła lub płozy. Samolot ma bogate wyposażenie nawigacyjne i łącznościowe.

Dwa silniki Łotariew D-36 o dużym stosunku natężenia przepływu (ok. 5:1) i ciągu 6500 daN są wysunięte przed krawędź natarcia płata, a ich strumienie wylotowe wpływają górną powierzchnię płata i kłap powodując efekt Coandy i tym samym zwiększając siłę nośną. System ten został opracowany w USA, a pierwszym seryjnym samolotem, na którym go zastosowano, był An-72.

Samolot An-74 miał uzyskać certyfikat w 1988 r.

Dane techniczne

| | |
|------------------------------|-----------|
| Rozpiętość | 31,89 m |
| Długość | 26,07 m |
| Wysokość | 8,65 m |
| Masa handlowa | 10 000 kg |
| Masa startowa maks. | 34 500 kg |
| Prędkość maks. | 750 km/h |
| Prędkość przelotowa normalna | 550 km/h |



| | |
|--|----------|
| Pułap praktyczny | 10 000 m |
| Zasięg z ładunkiem 1500 kg i rezerwą paliwa na 2 h | 4200 km |

W.K.



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XLIII WRZESIEŃ 1988

TECHNIKA

9'88

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA

Światowy rynek lotniczy

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Roczna sprzedaż statków latających (powietrznych i kosmicznych) oraz ich części zamiennych osiąga w krajach zachodnich wartość 115-125 mld dol. Zajmujemy się tylko produkcją lotniczą, bez kosmicznej. Zasadniczą jej część stanowią samoloty wojskowe (48%) i pasażerskie (46%), natomiast śmigłowce stanowią 5%, samoloty lekkie 0,6%, a szybowce i motoszybowce 0,01%. Produkcja samolotów ultralekkich i lotni jest pomijalnie mała. W tym podziale nie uwzględniono produkcji części zamiennych, a w nich silników i wyposażenia, kupowanych oddzielnie.

Zapotrzebowanie na samoloty wojskowe jest spowodowane rozwojem wojskowej techniki lotniczej i konkurencji w obronności państw oraz zużyciem sprzętu eksploatawanego przez ponad 20 lat i jego małą ekonomicznością (nadmierne zużycie paliwa). Obecnie większość państw wprowadza do użycia tańsze od odrzutowych turbośmigłowe samoloty szkolno-treningowe, stąd duże zamówienia na samoloty Tucano oraz Pilatus PC-7 i PC-9. Wymiany wymagały odrzutowe samoloty treningowe pierwszego pokolenia wyprodukowane na początku lat sześćdziesiątych. Wymiana ta trwa nadal. Francja, RFN i Wielka Brytania już zaspokoiły swe potrzeby kupując samoloty Alpha Jet i Hawk. Marynarka USA zamówiła 302 samoloty T-45 Goshawk (odmiana samolotu Hawk), zaś Siły Powietrzne USA modyfikują 644 posiadane samoloty T-37B. Ich trwałość zmęczenia wynosi 18 tys. h, a wiele samolotów wyłatało już ponad 16 tys. h. Modyfikacja, w wyniku której trwałość zmęczenia ma wzrosnąć o dalsze 15 tys. h, obejmuje wymianę okuć mocowania do kadłuba skrzydeł i usterzenia, wzmocnienie dźwigarów skrzydeł, wymianę usterzenia (lub jego pokrycia) oraz prowadnic osłony kabiny. Również szwedzkie lotnictwo zamierza przedłużyć żywotność swych samolotów treningowych SAAB-105 przez modyfikację.

Choć w wielu krajach nie ukończono jeszcze przebrojenia lotnictwa myśliwskiego w samoloty lat osiemdziesiątych (F-16, F/A-18 Hornet, Mirage 2000, Tornado), to już jest przygotowywane (dzięki postępowi w wyposażeniu i w napędach) pokolenie samolotów lat dziewięćdziesiątych (Rafale, Gripen, EFA). Modyfikuje się także dobre płatowce (np. F-4 Phantom, Kfir) wymieniając napęd i wyposażenie. Jest to rozwiązanie znacznie tańsze. Modyfikacja jest także podstawową metodą uzyskiwania nowocześniejszych morskich samolotów patrolowych, o jakości których decyduje wyposażenie.

Wzrost zapotrzebowania na samoloty pasażerskie jest spowodowany zużyciem starszych typów (ich trwałość zmęczenia 30-40 tys. h przy 2-3 tys. h lotów/rok, pozwala na 15-20-letnią eksploatację) oraz koniecznością obniżenia kosztów eksploatacji. W latach 1974-1982 cena paliwa wzrosła 8,5-krotnie, w wyniku czego udział kosztu paliwa w kosztach eksploatacji samolotów pasażerskich wzrósł z 12% do 28%. Zbudowano nowe paliwooszczędne typy silników turbowentylatorowych (np. samolot A.300 zużywa o 50% mniej paliwa niż Il-62, zaś A.320 o 40% mniej niż Boeing 727). Część samolotów zmodyfikowano, instalując na nich silniki nowych typów. Powstały ulepszone odmiany samolotów produkowanych od lat, np. Boeing 737-300 i 737-400 (samolotów B.737 zbudowano rekordowo dużo — 2000 egz.) oraz Boeing 747-400. Zapotrzebowanie na odrzutowe samoloty pasażerskie w dziesięcio-

leciu 1986-1995 jest oceniane na 260-320 egz./rok, z możliwością wzrostu do 420 egz./rok. Dużą ich część to aerobusy B.747, A.310 i A.320 oraz samoloty Boeing 757, Boeing 767 i Douglas MD-80. Do tych samolotów potrzeba 1000 silników odrzutowych na rok. W ostatnich latach zapotrzebowanie na samoloty turbośmigłowe lokalnej (krajowej) komunikacji wzrosło do 150 samolotów na rok. Są produkowane nowe typy samolotów 30-40-miejscowych (SF-340, Brasilia) oraz 50-70-miejscowych (Dash 8-300, ATR 42, ATP, Fokker F.50).

W ostatnich latach znacznie wzrosła liczba produkowanych rocznie śmigłowców cywilnych, głównie jednak śmigłowców lekkich (Jet Ranger, Ecurcuil) i bardzo lekkich (Robinson R.22). Natomiast pod względem wartości 80% produkcji stanowią śmigłowce wojskowe, wśród których szczególnie kosztowne są bojowe, z powodu drogiego wyposażenia elektronicznego. Istnieje duże zapotrzebowanie na ciężkie śmigłowce szturmowe, jak i na lżejsze uzbrojone, poszukiwane przez państwa nie będące potęgami militarnymi. W USA jest zapotrzebowanie na ok. 6 tys. lekkich śmigłowców obserwacyjno-szturmowo-łącznikowych. Oprócz śmigłowców w USA ma być produkowany przemiennoślaz (o przekręcanym wirniku) V-22 Osprey, będący nowym rodzajem statku powietrznego.

Popyt na samoloty lekkie jest związany z sytuacją materialną społeczeństwa, a ta ostatnio pogorszyła się. W USA w 1978 r. sprzedano 18 000 samolotów lekkich, zaś w 1984 r. — 2500. Przede wszystkim zmniejszyła się produkcja jednosilnikowych samolotów łokowych (w wytwórniach Piper i Cessna została niemal zlikwidowana), zaś utrzymał się zbyt na odrzutowe samoloty służbowe (np. rocznie sprzedaje się ponad 100 samolotów Cessna Citation, a produkcja tego typu przekroczyła 1285 szt.). Po kilkuletniej przerwie zaczyna wzrastać zapotrzebowanie na samoloty rolnicze. Wytwórnia Norman uruchamia w Jugosławii produkcję turbośmigłowego samolotu NAC-6 Fieldmaster, przewidując zbudowanie 200 szt.

Na świecie jest sprzedawanych rocznie ponad 800 szybowców. Osiągi i ceny szybowców stopniowo rosną. Produkcja motoszybowców wynosi 200 szt./rok (w tym 3/4 to motoszybowce dwumiejscowe).

Podział światowego rynku lotniczego przebiega zgodnie z podziałem politycznym i gospodarczym świata. Państwa należące do bloków militarnych kupują samoloty wojskowe od swych sojuszników z tego samego paktu, zaś państwa Trzeciego Świata kupują je zgodnie z nawiązanymi kontaktami politycznymi i gospodarczymi. Zakupy samolotów pasażerskich także odbywają się pomiędzy sojusznikami militarnymi, gdyż są to rezerwowe samoloty transportu wojskowego i w razie konfliktu czy napiętej sytuacji międzynarodowej nie mogą być unieruchomione z powodu braku dostaw części zamiennych. Dlatego forma dzierżawy samolotów produkowanych przez państwa z innego bloku jest częstsza od zakupu. Natomiast sprzedaż samolotów sportowych, rolniczych, szybowców i motoszybowców nie jest na ogół ograniczana względami politycznymi ani militarnymi.

Ze względu na konkurencję militarną i gospodarczą rozwój techniki lotniczej w obu wielkich blokach przebiega podobnie, jednakże są to dwa odrębne rynki. Wy-

cd. na s. 2



IRAN

● Agencja prasowa IRNA poinformowała w marcu br., że 22 lutego 1988 r. oblatano prototyp jednosilnikowego, tłokowego samolotu szkolnego Fajr rodzimej konstrukcji. Jego rozwój był zainicjowany i jest finansowany przez rząd. Nie opublikowano żadnych danych technicznych samolotu. Z rozpowszechnionego przez agencję IRNA zdjęcia wnioskuje się, że kabina może pomieścić 2 lub nawet 4 osoby, skrzydła są kompozytowe, podwozie wciągane, zaś napęd stanowi płaski 4- lub 6-cylindrowy silnik tłokowy. (A. et C. 1183)



SZWECJA

● Opóźnienie w programie realizacji samolotu bojowego JAS 39 Gripen. Badania w locie rozpoczną się w połowie lub pod koniec br., a pierwszych dostaw należy oczekiwać w końcu 1992 r. lub na początku 1993 r. (A. et C. 1175)



USA

● Niedawno informowaliśmy o powstaniu grupy roboczej, która miała przeanalizować możliwości współpracy przemysłu lotniczego USA i Europy Zachodniej, głównie Francji. Tymczasem dyrektor generalny Airbus Industrie, Adam Brown, poinformował na konferencji w Chicago, że poszukuje partnera amerykańskiego do opracowania przedłużonej wersji „małego” aerobusu A.320. Z kolei Lockheed, po zaprzestaniu produkcji samolotów transportowych C-5B w zakładach Georgia, dysponuje wolnymi mocami przerobowymi i chętnie nawiąże współpracę z firmą zachodnioeuropejską (mówi się o holenderskim Fokkerze), która powierzy mu jakąkolwiek produkcję lotniczą. (A. et C. 1175)

● Kilka ważnych wydarzeń dla cywilnego lotnictwa transportowego. Boeing skonstruował pierwsze egzemplarze swych samolotów w nowych wersjach: Boeinga 737-400 (pierwszy lot 19 lutego 1988 r.) i Boeinga 747-400. Ponadto zwiększono tempo produkcji Boeingów 767 do 5 miesięcznie. W zakładach McDonnell Douglas rozpoczęto montaż pierwszego MD-11, ponadto zaproponowano opracowanie samolotów z napędem śmigłowlentylatorowym: 114-miejscowego MD-91 i 165-miejscowego MD-92 (modelem wyjściowym jest MD-80). (A. et C. 1175)

● Liczba sprzedanych samolotów Boeing 737 przekroczyła 2000. Decydujące było zamówienie linii USAir na 50 samolotów. (A. et C. 1181)

● Do 31 stycznia 1988 r. McDonnell Douglas wyprodukował i dostarczył 556 samolotów DC-8, 976 DC-9, 417 MD-80, 435 DC-10 (w tym 5/ w wersji tankująco-transportowej KC-10A). (A. et C. 1183)

● Boeing 757, przeznaczony dla linii Air Europe, wykonał rekordowy lot dla swego typu: 9224 km z Seattle do Palma (na Majorce) w 10 godzin i 21 min, zużywając 31 900 kg paliwa. (A. et C. 1186)

● US Air Force podpisały z McDonnell Douglas kontrakt na pierwsze seryjne samoloty transportowe C-17. Ich oblot jest przewidziany na koniec 1990 r. i początek 1991. Siły powietrzne (Military Airlift Command) są zainteresowane kupnem 210 samolotów C-17 (pojemność mniejsza niż Lockheed C-5 Galaxy i większa niż Lockheed C-141). (A. et C. 1175)

● Trwają próby pilotowanej, kompozytovej makiety (skala 0,62) taktycznego samolotu transportowego ATTT (Advanced Technology Tactical Transport). Przyszły samolot, o masie startowej 22,7 Mg, ma transportować 14 ludzi i 2300 kg ładunku na odległość 4450 km, z prędkością 600 km/h. Chodzi o stworzenie pośredniego środka transportu między ciężkimi śmigłowcami a samolotami Lockheed C-130 Hercules. Makieta ma dwa płaty w nietypowym układzie posobnym (drugi ma większą rozpiętość i wydłużenie); jest napędzana dwoma silnikami turbośmigłowymi. Skonstruowano ją w filii Beechcrafta — Scaled Composites; podpisano umowę o współpracy z Lockheedem. (A. et C. 1175)



W. BRYTANIA

● Jordania zamówiła 8 samolotów Tornado IDS. Liczba zamówionych samolotów Tornado wynosi obecnie 941; zainteresowana jest nimi także Arabia Saudyjska. (A. et C. 1181)

● Po długotrwałym konflikcie i licznych próbach ustalenia zasad koegzystencji dwóch największych przewoźników brytyjskich, British Airways i British Caledonian, doszło do ich połączenia. (A. et C. 1182)

● Władze finansowe państwa zezwoliły na zakup systemu komputerowego (22 mln funtów) do kontroli ruchu lotniczego w rejonie Londynu. (A. et C. 1180)

● Zarząd Lotnictwa Cywilnego (CAA) zobowiązał się podawać do publicznej wiadomości wszystkie przesłanki do kolizji w przestrzeni powietrznej kraju oraz wyniki ich analiz. (A. et C. 1181)

● Firma Shorts Brothers zamierza podjąć prace nad nowym, 44-miejscowym samolotem komunikacji lokalnej Fan Jet X (FJX). (A. et C. 1182)

● W kwietniu 1988 r. zakończyły służbę w RAF odrzutowe myśliwce Lightning, które rozpoczęły ją w 1959 r. (A. et C. 1187)



WŁOCHY

● W ciągu najbliższych 10 lat planuje się zwiększenie o 60% kredytów na zakup sprzętu wojskowego. Mówi się m.in. o myśliwcach EFA, samolotach Harrier oraz budowie nowej bazy lotniczej. (A. et C. 1181)

OGÓLNE

● Linie lotnicze zrzeszone w IATA przewiozły w 1987 r. przez Atlantyk Północny 25 840 tys. pasażerów, tj. o 21,7% więcej niż w 1986 r.



JAPONIA

● Zauważalne jest zainteresowanie przemysłu japońskiego chińsko-zachodniemieckim programem samolotu MPC-75 (75-miejscowy, napęd śmigłowlentylatorowy). Delegacja japońska, która gościła w zakładach Messerschmitt-Bölkow-Blohm, rozmawiała na temat ewentualnej współpracy. (A. et C. 1180)



JUGOSŁAWIA

● Przy okazji wizyty Michaiła Gorbaczowa w Belgradzie podano do wiadomości, że armia powietrzna Jugosławii ma myśliwcę MiG-29. (A. et C. 1182)



RFN

● W portach lotniczych odprawiono w 1987 r. o 13% pasażerów więcej niż w poprzednim roku oraz o 10,4% więcej towarów. Największy wzrost odpraw pasażerskich zanotowano w porcie Münster (o 22,2%). (A. et C. 1181)



SZWAJCARIA

● Do końca br. ma być podjęta decyzja o zakupie nowych myśliwców dla Troupe d'Aviation — od 1995 r. mają one zastąpić Mirage III. Dyskutuje się, czy będą to General Dynamics F-16C Fighting Falcon czy McDonnell Douglas F-18C Hornet. (A. et C. 1181)

cd. ze s. 1

miana między nimi jest niewielka. Tylko samoloty pasażerskie krajów socjalistycznych latające do krajów zachodnich muszą mieć zachodnie wyposażenie dostosowane do urządzeń łączności nawigacyjnej tam używanych. W ostatnich latach Chiny zakupiły pewną ilość zachodniego sprzętu lotniczego.

Rumunia prowadzi produkcję kooperacyjną z Francją i Wielką Brytanią, a obecnie taką produkcję podejmują też inne kraje socjalistyczne.

Powyższy obraz wskazuje, że w najbliższych latach będzie występowało szczególnie duże zapotrzebowanie na samoloty pasażerskie, szkolno-treningowe, myśliwskie i śmigłowce bojowe.

Produkcja samolotów i śmigłowców we Francji w 1987 r.

| Nazwa | Zamówienie do 1.I.1988 | Wyprodukowano | | |
|---------------------------|------------------------|---------------|------------|------------|
| | | do 1.I.1988 | w 1986 r. | w 1987 r. |
| I. Samoloty | | | | |
| A.300 | 311 | 279 | 10 | 11 |
| A.310 | 156 | 112 | 19 | 21 |
| A.320 | 294 | 1 | — | 1 |
| ATR 42 | 200 | 74 | 27 | 47 |
| ATR 72 | 50 | — | — | — |
| Mirage 3,5,50 | 1412 | 1412 | — | 1 |
| Mirage F1 | 715 | 685 | 13 | — |
| Mirage 2000 | 368 | 181 | 50 | 47 |
| Jaguar | 581 | 534 | 10 | — |
| Alpha Jet | 511 | 506 | 6 | 5 |
| Epsilon | 153 | 90 | 34 | — |
| Falcon 100 | — | 213 | 1 | 1 |
| Falcon 20/200 | — | 506 | 1 | 4 |
| Falcon 50 | — | 179 | 8 | 9 |
| Falcon 900 | — | 33 | 1 | 30 |
| CAP 10 | — | 225 | 9 | — |
| CAP 201./21 | — | 26 | 6 | 9 |
| DR 400 | — | 1168 | 50 | 113 |
| R 3000 | — | 32 | 18 | 6 |
| Tobago, Tampico, Trinidad | 820 | 784 | 105 | 122 |
| Rallye | — | 3599 | — | — |
| Łącznie | — | — | 442 | 427 |
| II. Śmigłowce | | | | |
| SA 315B Lama | 401 | 395 | 8 | — |
| SA 342 Gazelle | 1238 | 1207 | 43 | 25 |
| AS 350/355 Ecureuil | 1482 | 1388 | 132 | 112 |
| SA 365 Dauphin | 331 | 362 | 36 | 60 |
| AS 332 Super Puma | 275 | 220 | 42 | 23 |
| Łącznie | — | — | 261 | 220 |

Źródła: Bulletin du GIFAS nr 1464/1988, L'Industrie Française Aeronautique et Spatiale, GIFAS 1987

STATYSTYKA LOTNICZA



Liczba szybowców na świecie w 1985 r.

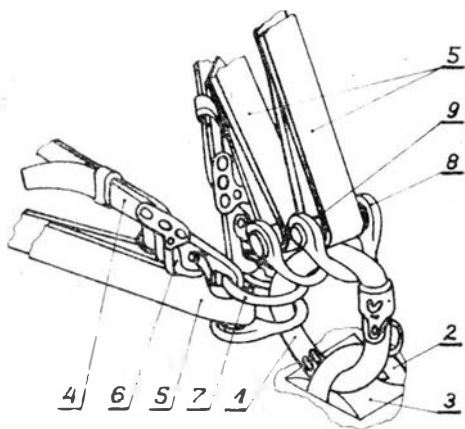
| | | | |
|----------------|---------------|------------|-----------|
| RFN | 6536 (5979) * | Argentyna | 150 |
| USA | 4000 (3533) | Norwegia | 110 (83) |
| W. Brytania | 1800 (1406) | Hiszpania | 100 (121) |
| Francja | 1500 (1327) | Rumunia | 90 |
| Australia | 1042 (800) | Indie | 50 |
| ZSRR | 1000 (900) | Bułgaria | 48 |
| Szwajcaria | 1000 (764) | Egipt | 35 |
| Polska | 950 (903) | Irlandia | 30 |
| Austria | 800 (731) | Izrael | 30 |
| Kanada | 600 (410) | Meksyk | 30 |
| Czechosłowacja | 450 (450) | Chile | 28 |
| Szwecja | 450 (368) | Turcja | 27 |
| Holandia | 420 (380) | Islandia | 15 |
| Włochy | 400 (250) | Algieria | 15 |
| Dania | 400 (332) | Peru | 10 |
| NRD | 350 (350) | Portugalia | 10 |
| Finlandia | 350 (301) | Grecja | 10 |
| Nowa Zelandia | 320 (236) | Luksemburg | 9 |
| Jugosławia | 270 (198) | Monaco | 7 |
| Brazylia | 250 (131) | Ghana | 5 |
| Węgry | 250 (240) | Zimbabwe | 4 |
| Chiny | 200 (200) | Guernsey | 3 |
| Belgia | 200 (170) | Hongkong | 1 |
| Japonia | 200 (173) | | |
| Rep. Pld. Afr. | 200 (190) | Razem | 25 000 |

*) W nawiasach dane z 1981 r.

A. G.

POLSKIE PATENTY LOTNICZE

● Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Świdnik zgłosiła do Urzędu Patentowego PRL wzór użytkowy pn. **Węzeł mocujący ładunek na latających środkach transportu** (autorzy: Wit Królik i Czesław Romanowski). Wzór użytkowy rozwiązuje zagadnienie opracowania takiej konstrukcji węzła, która zapewniałaby szybkie i niezawodnie mocowanie ładunku.

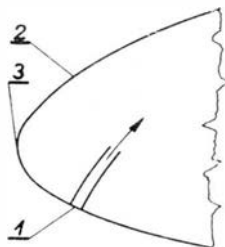


Węzeł mocujący ładunek według wzoru użytkowego charakteryzuje się tym, że ładunek 1 połączony rozłącznie z zamkniętym elementem 2 węzła kotwiczącego 3 środka transportu, do którego to łącznika są mocowane pasy 4 i 5. Pas 4 siatki mocuje się do łącznika 1 za pomocą zamka 6, za pośrednictwem pierścienia 7, natomiast pasy 5 są mocowane za pomocą

uchwytów 8 z rolkami 9.

Wzór użytkowy, opatrzony 2 zastrzeżeniami, opublikowano w BUP nr 7 (373) 1988, w klasie B64R. B60R, pod numerem 79293.

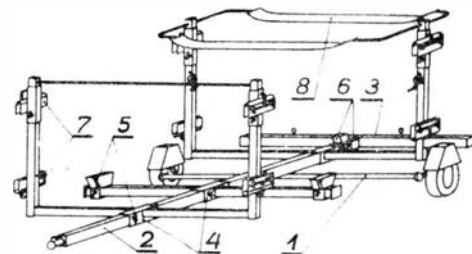
● Przedsiębiorstwo Doświadczalno-Produkcyjne Szybownictwa PZL-Bielsko zgłosiło do Urzędu Patentowego PRL wynalazek pn. **Dajnik ciśnienia na płotowcu** (autor: January Roman). Wynalazek rozwiązuje zagadnienie takiego usytuowania dajnika ciśnienia na kadłubie płotowca, które pozwoliłoby na prawidłową sygnalizację zbliżania się stanu przeciągnięcia zarówno w locie prostym, jak i w ślizgu bocznym do ok. 20 stopni.



Dajnik ciśnienia 1 jest usytuowany w przedniej, dolnej części kadłuba 2 w płaszczyźnie symetrii, w odległości od 30 do 100 mm, mierzonej po powierzchni kadłuba, od najbardziej przedniego punktu 3 kadłuba.

Skrót opisu patentowego, chronionego 1 zastrzeżeniem, opublikowano w BUP nr 6 (372) 1988, w klasie B64C, pod numerem 260059.

● Zespół Szkół Samochodowych im. gen. F. Józwiaka w Radomiu zgłosił do Urzędu Patentowego PRL wzór użytkowy przyczepy do transportu samolotów, autorstwa Jerzego Romanowicza, Cezarego Dąbka i Janusza Kościńskiego. Przyczepa ma umożliwiać transport samolotów o różnym rozstawie i różnej ilości kół, szybowców, lotni oraz motolotni.



Przyczepa według wzoru ma zespół jezdny 1, belkę główną 2 i belki 3, na których elementy mocujące poszczególne zespoły samolotu są ustalone poprzez suwaki 4 śrubami 5. Do mocowania kół kadłuba samolotu służą miski 6, do mocowania skrzydeł uchwyt 7, a do mocowania statecznika konstrukcja 8.

Wzór użytkowy, opatrzony 1 zastrzeżeniem, opublikowany w BUP nr 8 (374) 1988, w klasie B60P, pod numerem 80050.

Zamknięte skrzydło – zalety i wady (I)

Dr inż. STANISŁAW DANILECKI
Politechnika Warszawska
MEiL Zakład Samolotów i Śmigłowców

Jednym z możliwych sposobów rozwoju konstrukcji płatowców może być wykorzystanie tzw. zamkniętego skrzydła (ZS) — w angielskiej literaturze opisywanego jako joined wing. Konstrukcja tego typu, aczkolwiek jest dostrzegana już od wielu lat, stała się obecnie przedmiotem intensywniejszych badań.

Zamknięte skrzydło jest zespołem dwóch płatów połączonych ze sobą przy ich zakończeniu. Płaty są zamocowane na kadłubie: jeden w jego przedniej części, a drugi przeważnie na usterzeniu pionowym w tylnej części kadłuba. Tak połączone płaty mają: płat przedni skos do tyłu i wznios do góry, a płat tylny zwykle wtedy skos do przodu i wznios (ujemny) do dołu. Oba płaty stanowią zamknięty, sztywniejszy układ skrzydła. Geometria takiego układu umożliwia różny dobór płatów zarówno pod względem ich wymiarów, kształtu, jak i sposobu połączenia ze sobą. Bryła aerodynamiczna płatowca może być wówczas znacznie różnicowana, a to powoduje konieczność szerszego zakresu badań jej właściwości.

Podstawowym motywem działania jest uzyskanie układu, dającego z obu powierzchni nośnych siły skierowane do góry, przy jednoczesnym większym niż w układzie klasycznym dopuszczalnym zakresie wędrowki środka ciężkości.

Najważniejszą zaletą układu zamkniętego skrzydła wynikającą z rozważań teoretycznych jest zwiększona sztywność płatów ukształtowanych w sposób zamknięty. Pozwala to przenosić większe obciążenia, a to już można traktować jako równoznaczne z obniżeniem masy płatowca. Również dzięki możliwości kształtowania połączenia płatów, można wpływać na zmniejszenie ich oporu indukowanego, a tym samym uzyskiwać zwiększenie doskonałości aerodynamicznej. Różny sposób kształtowania miejsca połączenia zwiększa liczbę wariantów konstrukcyjnych, można więc poszukiwać rozwiązań korzystnych zarówno pod względem masowym, jak i aerodynamicznym, co ma bezpośredni związek z osiąganymi samolotu.

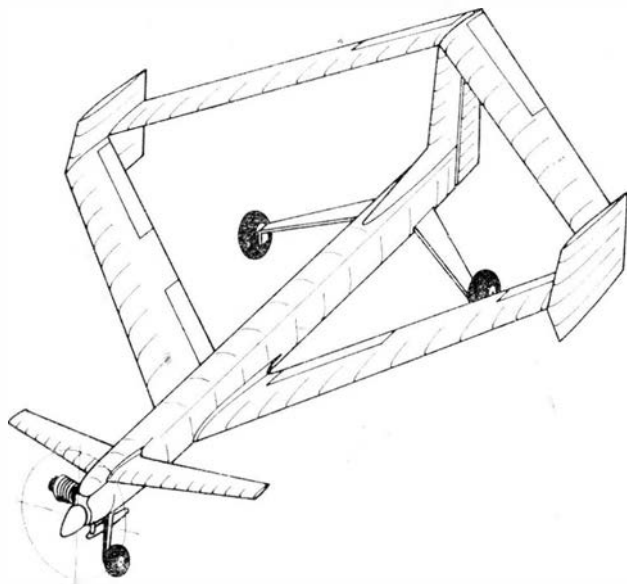
W odróżnieniu od dotychczas najczęściej stosowanego układu klasycznego (usterzenie poziome za skrzydłem), na którym dla większości stanów lotu jest potrzebna (do równowagi) siła skierowana w dół, w układzie zamkniętego skrzydła na obu powierzchniach płatów powstaje siła nośna skierowana do góry, a zmniejszające się jej wartości powinny zapewnić utrzymanie warunków równowagi. W układzie zamkniętego skrzydła należy liczyć się też z możliwością łagodniejszego przebiegu fazy przecignięcia (tj. w warunkach lotu przy występowaniu oderwania strug), a to dzięki temu, że przednia para płatów jako pierwsza zwykle znajduje się w warunkach oderwania, a pojawiający się wtedy moment pochylający pochodzący od tylnej pary płatów zmniejsza pochylający, a więc wyprowadza samolot ze stanu oderwania na przednich płatach.

Wadą jest to, że w układzie zamkniętego skrzydła należy spodziewać się zmniejszenia nośności tylnej pary płatów o ok. 50÷60% w porównaniu z przednią parą. Jest to konsekwencja warunków, jakie przednia para płatów stwarza wpływowi pary tylnej. Należy liczyć się

też ze wzrostem trudności wynikających z zapewnienia stateczności i sterowności samolotu w układzie z zamkniętym skrzydłem. Może temu zapobiec stosowanie aktywnych układów sterowania.

Jednym ze sposobów obiektywnej oceny zalet i wad zespolonego skrzydła jest przeprowadzenie badań porównawczych na latających modelach samolotów zdalnie sterowanych. Podjęła się tego grupa studentów starszych lat Uniwersytetu w stanie Pn. Karolina w USA. Studenci zaproponowali, zbudowali, a następnie przebadali w tunelu aerodynamicznym oraz w locie pięć wariantów zdalnie sterowanych modeli samolotów. Użyte do badań modele miały masę 6÷6,8 kg przy całkowitej powierzchni obu płatów ok. 0,55 m². Program badań przewidywał badanie efektywności tylnej pary płatów aż do wystąpienia na przedniej parze warunków, w których rozpoczyna się oderwanie strug, czyli praktycznie do uzyskania na przedniej parze płatów maksymalnych wartości współczynników siły nośnej $C_{z\max}$. Starano się więc różnicować typ profilu płatów, kąty ich skosu oraz inne parametry geometryczne badanego modelu. Układ wzbogacono o dodanie przedniego usterzenia w celu, jak sądzono, poprawy stateczności. Osobnym zagadnieniem przy badaniu układu zamkniętego skrzydła jest dobór i umieszczenie powierzchni pełniących rolę lotek, steru wysokości i kierunku oraz klap.

Dokładne dane liczbowe dla pięciu badanych wariantów modeli zaprezentowano w tabl., w której podano typ stosowanych profili, powierzchnię płatów, ich zbieżności, kąty skosu i wzniosu oraz kąt zaklinowania. Wariant 1



Rys. 1. Model do badań w tunelu aerodynamicznym oraz do badań w locie — wariant 1

TABLICA. Zestawienie danych geometrycznych badanych wariantów modeli

| | Wariant 1 | | | Wariant 2 | | | Wariant 3 | | | Wariant 4 | | | Wariant 5 | |
|------------------------------|--------------|------------|--------------------|--------------|------------|--------------------|--------------|------------|--------------------|--------------|------------|--------------------|--------------|----------------------|
| | płat przedni | płat tylny | usterzenie poziome | płat przedni | płat tylny | usterzenie poziome | płat przedni | płat tylny | usterzenie poziome | płat przedni | płat tylny | usterzenie poziome | płat przedni | płat tylny |
| Profil | 4412 | 4412 | Epp 1233 | 4412 | 4412 | 4412 | 4418 | 4418 | 4412 | Epp 40100 | Ep 40100 | Ep 40100 | 4412 | $\frac{0,012}{2412}$ |
| Powierzchnia, m ² | 0,25 | 0,21 | 0,034 | 0,29 | 0,20 | 0,050 | 0,23 | 0,21 | 0,056 | 0,23 | 0,25 | 0,11 | 0,12 0,22 | $\frac{0,046}{0,19}$ |
| Zbieżność | 0,85 | 0,57 | 0,5 | 0,75 | 0,66 | 0,75 | 1,0 | 1,0 | 1,0 | 0,57 | 0,6 | 0,5 | 1/1 | 1/1 |
| Kąt skosu, ° | 35 | —20 | 12,5 | 21 | —20 | 0 | 25 | —11 | 0 | 26 | —33 | 0 | 0/38 | 0/—7 |
| Kąt wzniosu, ° | 16,7 | —16,7 | 0,0 | 11 | —10 | 0 | 15 | —9 | 0 | 16 | —16 | 0 | 5/15 | 0/—14 |
| Kąt zaklinowania, ° | 3 | 4 | 0 | 2,5 | 0,3 | 4 | 2,1 | 4 | 0 | 5 | 0 | 1 | 3,5/3,5 | 2/2 |
| Kąt skręcenia, ° | | | | | | | | | | —3 | 3 | 0 | | |

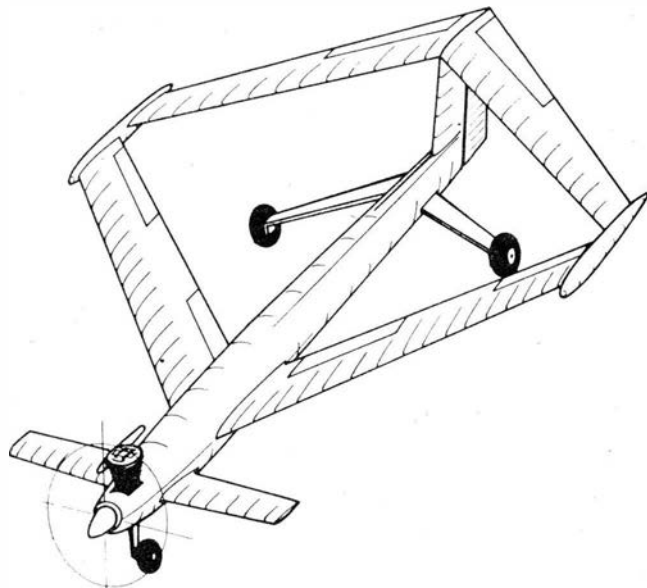
(rys. 1) charakteryzowało zastosowanie usterzenia poziomego, które umieszczono w przedniej części kadłuba. Usterzenie leży w płaszczyźnie styku przedniej i tylnej pary płatów. Wymiary usterzenia poziomego dobrano tak, aby otrzymać stateczny układ przy uzyskaniu na tylnej parze płatów obciążenia wynoszącego 52% tego, jakie występuje na przedniej parze. Położenie powierzchni sterujących było następujące: ster kierunku na stateczniku pionowym, na którym jest wsparta tylna para płatów, ster wysokości na wewnętrznej części tylnej pary płatów, lotki na zewnętrznej części przedniej pary płatów, klapy na wewnętrznej części przedniej pary płatów. Połączenie obu par płatów charakteryzowało to, że obie ciężki końcowe, tj. płata przedniego i płata tylnego, leżały w jednej linii na pionowych płytach brzegowych, które jednocześnie były elementem łączącym płaty.

Wariant 2 (rys. 2) był podobny do wariantu 1, lecz różnił się tym, że miejsce styku płatów na pionowej płycie brzegowej nie leżało w jednej linii. Zakończenie przedniej pary płatów leżało poniżej miejsca styku tylnej pary płatów. W tym wariantcie zastosowano usterzenie poziome, położone przed pierwszą parą płatów; nie miało ono skosu. Obciążenie tylnej pary płatów dochodziło wówczas do 50% obciążenia płatów przednich.

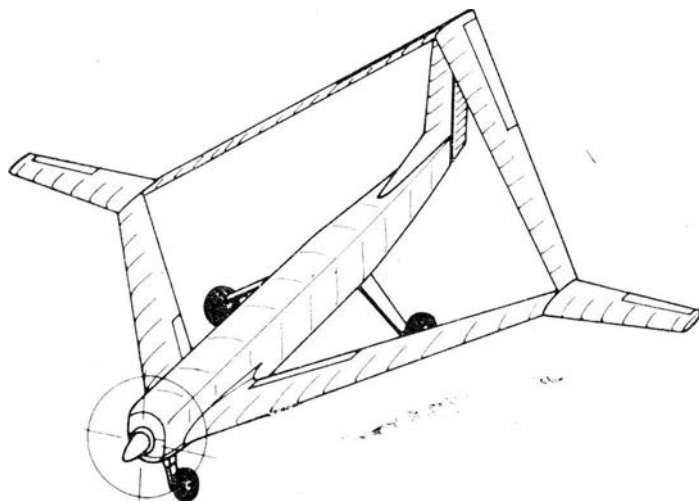
Wariant 3 (rys. 3) również był podobny do wariantu 1. Różnica polegała na tym, że przednie usterzenie zaklinowano na kąt równy 0° i umieszczono je niżej oraz tym, że układ nie miał płyt brzegowych, a połączenie płatów przebiegało w jednej płaszczyźnie i było ukształtowane w sposób zbliżony do kropłowego. Badany układ różnił się ponadto znacznie od wariantu 1 kątami skosu i wzniosu. W tym wariantcie zapewnienie stateczności powodowało, że obciążenie tylnej pary wynosiło 42% obciążenia przedniej pary płatów.

Wariant 4 (rys. 4) różnił się od poprzednich ukształtowaniem usterzenia poziomego, za które uważa się poziome powierzchnie znajdujące się na zewnątrz od miejsca styku obu par płatów, połączonych w jednej linii. Miejsce styku obu par płatów znajduje się w $2/3$ ich rozpiętości. W tym wariantcie tylna para płatów miała obciążenie o 50% mniejsze niż przednia para. Położenie powierzchni sterujących było następujące: ster wysokości na wewnętrznej części tylnej pary płatów, lotki na zewnętrznych częściach za miejscem styku, klapy na wewnętrznej części przedniej pary płatów, ster kierunku na stateczniku pionowym.

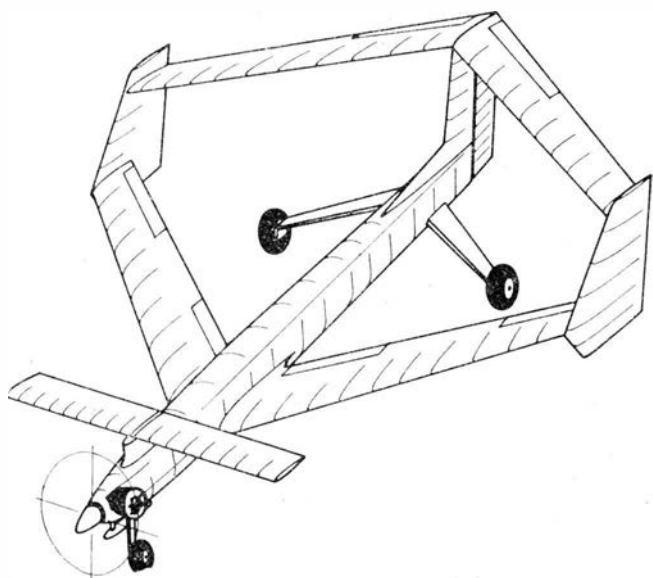
sokości na wewnętrznej części tylnej pary płatów, lotki na zewnętrznej części przedniej pary płatów i zewnętrznej części tylnej pary płatów.



Rys. 3. Model do badań w locie — wariant 3



Rys. 4. Model do badań w locie — wariant 4



Rys. 2. Model do badań w tunelu aerodynamicznym oraz do badań w locie — wariant 2

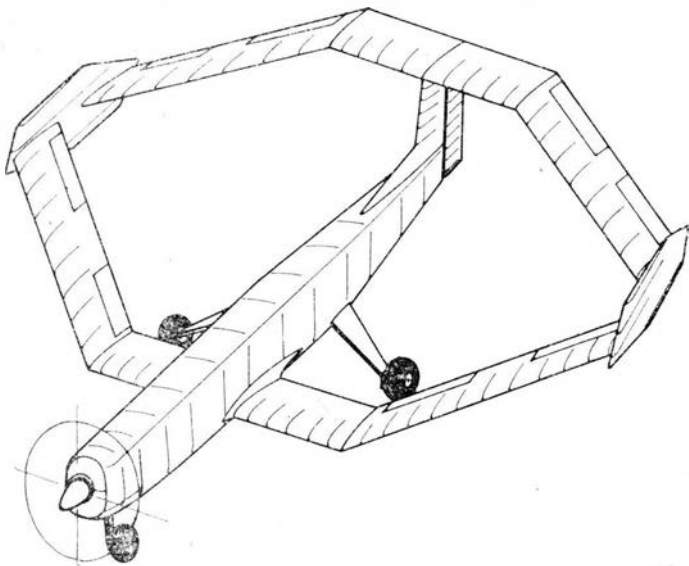
Wariant 5 (rys. 5) przeznaczono do badania przypadku, gdy powierzchnie nośne są ukształtowane tak, że stanowią połączenie ze sobą powierzchnie bez zbieżności, skosu i wzniosu (które są zamocowane na kadłubie) z powierzchniami niezbieżnych płatów przedniego i tylnego połączonych przez leżące na ich zakończeniu płyty brzegowe. Wariant ten jest traktowany jako zbliżony do samolotu w układzie klasycznym, a nie do układu z zamkniętym skrzydłem. Obciążenie tylnej pary płatów wynosiło zaledwie 10% obciążenia pary przedniej. Rozmieszczenie powierzchni sterujących było następujące: ster wy-

Wstępna ocena właściwości pilotażowych w układzie z zamkniętym skrzydłem jest trudna, a oparcie się na metodach stosowanych w układzie klasycznym nie zawsze jest możliwe. Przykładem tego jest sytuacja w czasie startu samolotu w układzie zamkniętego skrzydła, mającego podwozie z kołem przednim. W takim przypadku pojawia się duży moment zadzierający przy jednoczesnej zmianie stateczności z chwilą gdy przednie koło podwozia odrywa się od ziemi i wówczas ocena położenia środka parcia dokonywana tak jak dla klasycznego układu prowadzi do dużego błędu. Lecz czasami, gdy samolot w układzie zamkniętego skrzydła znajduje się w obszarze liniowych zależności zmian współczynników sił i momentów, można wyznaczyć (tak jak dla układu klasycznego) zwłaszcza przednie położenie środka ciężkości, które zapewni wymaganą stateczność. Pozwoli to także wyznaczyć graniczny kąt natarcia w czasie startu.

Aby wstępnie ocenić właściwości modeli badanych później w locie, przeprowadzono badanie w tunelu aerodynamicznym wariantów 1 i 2. Przedmiotem badań była wizualizacja procesu opływu oraz pomiar działających sił i momentów. Badania te prowadzono przy prędkości strumienia 17,7 m/s (ciśnienie dynamiczne $q_\infty = 19,5$ Pa). Liczba Reynoldsa odniesiona do średniej ciężki aerodynamicznej ($b_{sr} = 200$ mm) wynosiła odpowiednio dla wariantu 1: $Re = 0,25 \cdot 10^6$ i dla wariantu 2: $Re = 0,29 \cdot 10^6$ (dane te, łącznie z informacjami zawartymi w tabl., pozwalają na pełne odtworzenie geometrii badanych układów zamkniętego skrzydła).

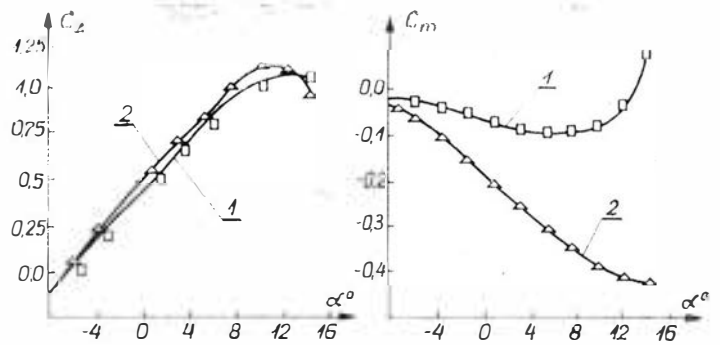
Na rys. 6 przedstawiono przebieg zmian współczynnika siły nośnej C_z i momentu C_m w zależności od kąta na-

tarcia α dla modelu wg wariantu 1. Krzywa 1 odnosi się do przypadku pracującego silnika, zaś krzywa 2 — do przypadku lotu bez pracującego silnika. Z porównania wzajemnego położenia tych krzywych widać, dlaczego w tym wariantcie model traci stateczność przy starcie. Jak widać z krzywej przebiegu zmian współczynnika momentu C_m , przy kącie natarcia $+7^\circ$ i większym przebieg krzywej ulega gwałtownej zmianie. Wizualizacja opływu w tym zakresie kątów wykazała, że przy kącie natarcia $\alpha = +7^\circ$ zewnętrzna część przedniej pary płatów i we-



Rys. 5. Model do badań w locie — wariant 5

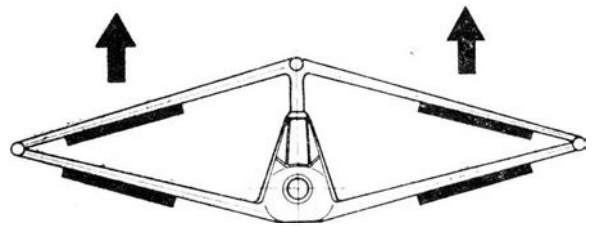
wewnętrzna część tylnej pary płatów znajdowały się w warunkach oderwania opływu i zapoczątkowały proces przeciągnięcia. W tym samym czasie na usterzeniu poziomym wystąpił przepływ bez oderwania strug. W rezultacie przy dużej wartości pochodnej współczynnika momentu względem kąta natarcia $dC_m/d\alpha$ dla kątów natarcia powyżej $+7^\circ$ przesunięcie środka ciężkości do przodu



Rys. 8. Przebieg zmian współczynników siły nośnej C_z i momentu C_m w zależności od kąta natarcia α dla przypadku nie pracującego silnika dla modelu budowanego wg wariantu 2: 1 — model z usterzeniem poziomym z przodu, 2 — model bez usterzenia poziomego

nie poprawia stateczności układu, co w znacznym stopniu ogranicza maksymalny dopuszczalny kąt natarcia przy starcie.

Badania tunelowe wariantu 2 pozwoliły też na wyznaczenie charakteru przebiegu oraz zmiany współczynników siły nośnej C_z i momentu C_m zarówno w zależności od zmiany kąta natarcia, jak i zmiany kąta wychylenia steru wysokości i klap dla przypadku bez pracującego silnika. Przedstawia to rys. 7, na którym krzywe 1 odpowiadają stanowi wyjściowemu, krzywe 2 oznaczają wychylenie steru wysokości o 10° , a krzywe 3 odpowiadają wychyleniu klap o 30° . Jak widać, wychylenie steru wysokości ma mały wpływ na przyrost siły nośnej, natomiast przyrost ten jest zbliżony do tego, jaki pojawia się po wychyleniu klap. Wychylenie klap położonych na przedniej parze płatów powoduje duży przyrost momentu na jednostkę ich wychylenia, a to wskutek dużego ramienia względem środka ciężkości.



Rys. 9. Schemat w układzie zamkniętego skrzydła w konfiguracji manewru pionowego

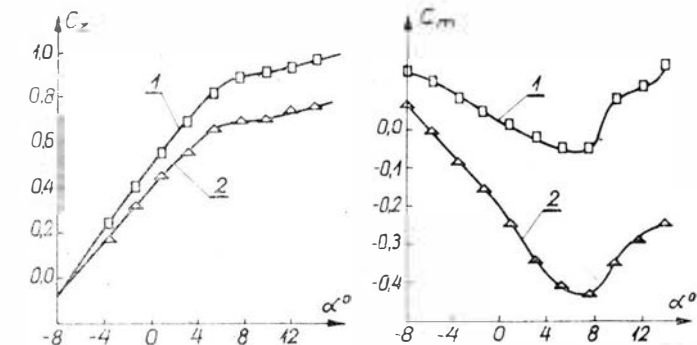
Również badanie wariantu 2 w tunelu dotarczyło informacji o wpływie obecności usterzenia poziomego umieszczonego w przedniej części kadłuba na charakter przebiegu współczynnika siły nośnej C_z i momentu C_m w zależności od kąta natarcia dla przypadku lotu bez pracującego silnika. Przedstawia to rys. 8, na którym krzywe 1 dotyczą przypadku lotu z usterzeniem poziomym, a krzywe 2 lotu bez usterzenia poziomego. Jak widać, obecność usterzenia poziomego powoduje efekt rozstateczniający przy jednocześnie niespodziewanym zjawisku, które polega na tym, że całkowita siła nośna z usterzeniem poziomym (umieszczonym z przodu) okazała się mniejsza niż bez niego. Oczywiście ten niespodziewany efekt wynika z odchylenia strug za usterzeniem, co ma bezpośredni wpływ na sposób opływu przedniej pary płatów, obniżając na nich wartość powstającej tam siły nośnej.

Strata siły nośnej na przedniej parze płatów powoduje także zmniejszenie pochodzącego od nich momentu pochylającego, a zatem zmniejsza się efekt ustateczniający samolotu pochodzący od usterzenia poziomego.

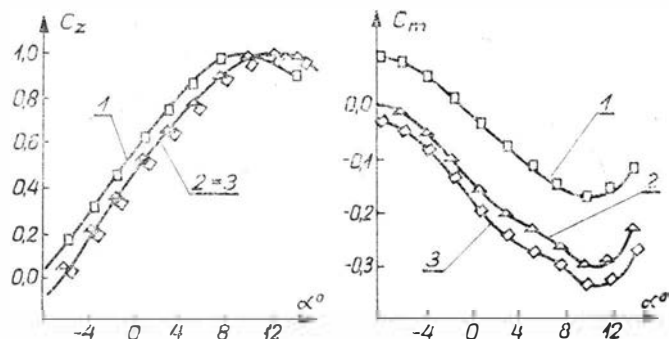
Po wyznaczeniu zakresu położenia środka ciężkości przeprowadzono badanie modeli w locie i wtedy pojawiły się nowe problemy. Najbardziej kłopotliwa była zła stateczność w przechyleniu i utrzymaniu kierunku — modele miały tendencję do tzw. „myszkowania”, co znacznie utrudniało przeprowadzenie normalnego lądowania. Niestatecznością kierunkową charakteryzowały się wszystkie badane warianty modeli. Jest to wynik zacienienia steru kierunku przez tylną parę płatów. Niestatecznością w przechyleniu charakteryzowały się warianty 1, 2, 3 i 5.

Wariant 4, mający lotki na swobodnych częściach płatów, charakteryzował się mniejszą niestatecznością w prze-

cd. na s. 7



Rys. 6. Przebieg zmian współczynników siły nośnej C_z i momentu C_m w zależności od kąta natarcia α dla modelu budowanego wg wariantu 1: 1 — model z silnikiem pracującym, 2 — model bez pracującego silnika



Rys. 7. Przebieg zmian współczynników siły nośnej C_z i momentu C_m w zależności od kąta natarcia α oraz kąta wychylenia steru wysokości i klap dla przypadku lotu bez pracującego silnika dla modelu budowanego wg wariantu 2: 1 — model w stanie wyjściowym, 2 — model z wychylenym sterem wysokości o 10° , 3 — model z wychylenymi klapami o 30°

Co robić przez 16 godzin lotu?

Wytwórcy samolotów komunikacyjnych nie mają wątpliwości co do pomyślnej sprzedaży nowej generacji odrzutowców dalekiego zasięgu, które zaczną wchodzić do eksploatacji w końcu br. Przedmiotem ich trosk są natomiast sprawy związane z wygodą podróżowania. Szukają rozwiązań psychologicznych problemów związanych z tym, że pasażerowie będą praktycznie unieruchomieni przez ok. 16 h (dla porównania: obecnie najdłuższy lot bez lądowania z Londynu do Singapuru trwa niecałe 13 h). Dotychczas linie lotnicze wypełniały pasażerom czas podawaniem posiłków. Przy wydłużeniu się czasu lotu powstaje limit żywności, którą pasażer może przyjąć, a alkohol spożywany w rozrzedzonym powietrzu może spowodować ból głowy. Ilość żywności jest także ograniczona maksymalną dopuszczalną masą samolotu. Obecnie samolot zabiera dla jednego pasażera na 5-godzinny lot ok. 13,5 kg żywności i napojów (łącznie z ich opakowaniem). W lotach dalekodystansowych, przy dotychczasowych normach karmienia, należałoby ilość żywności zwiększyć do 31,6 kg.

W styczniu br. Boeing rozpoczął naziemne próby nowej wersji samolotu — B.747-400. Jego pojemność pozwala na przewiezienie do 600 pasażerów, przy czym zużycie paliwa jest o 15% mniejsze niż w poprzednich modelach jumbo-jetów. Dzięki temu, że ciąg silników jest większy, B.747-400 może pokonać bez lądowania, z pełnym ładunkiem, dystans o 60% większy niż pierwsza generacja jumbo-jetów wyprodukowana w 1970 r., mimo że ówczesne samoloty były lżejsze i przewoziły o ok. 100 pasażerów mniej.

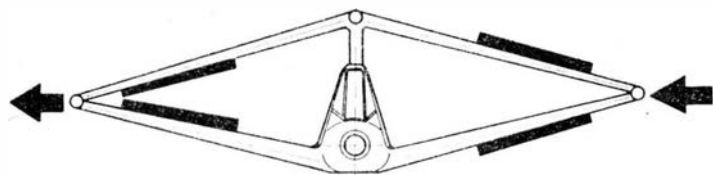
B.747-400 wejdzie do eksploatacji we wrześniu lub październiku 1988 r. Jego zasięg (13 250 km) pozwoli wykonywać loty bez lądowania na takich trasach jak: Londyn — Tokio, Nowy York — Seul, Singapur — Londyn, Los Angeles — Sydney. Airbus A.340 i McDonnell Douglas MD-11, które mają wejść do eksploatacji w 1990 r., będą miały jeszcze większy zasięg, chociaż będą zabierały mniej pasażerów. A.340 będzie przewoził maks. 295 osób na odległość ok. 14 000 km, natomiast MD-11 aż 520 osób na odległość ok. 14 500 km.

Kierownictwo wytwórni McDonnell Douglas sądzi, że do 2000 roku zapotrzebowanie na duże odrzutowce psażerskie dalekiego zasięgu wyniesie ok. 1120 szt. W cenach bieżących wartość tych samolotów wyniosłaby 90 mld USD.

Zdaniem przedstawicieli McDonnell Douglas, problemy wynikające z zagęszczenia pasażerów w samolotach dalekodystansowych mogą być złagodzone przez ulepszenia w projektowaniu samolotów, w tym stosowanie cichszych silników, intensywniejszy napływ świeżego powietrza do kabin pasażerskich i skuteczniejsze usuwanie dymu tytoniowego.

cd. ze s. 6

chyleniu. Wyniki badań skłaniają do stwierdzenia, że badanie układu samolotu z zamkniętym skrzydłem jest przedsięwzięciem złożonym. Niektóre wyniki wskazują, że jest trudne określenie przyczyn, które wywołują np. efekt zły stateczności kierunkowej i bocznej. Niemniej jednak, na podstawie takich badań można zalecić, aby lotki w układzie zamkniętego skrzydła umieszczać poza miejscem połączenia obu par płatów, tj. tak, jak w wariancie 4. Zaleca się umieszczać klapy na tylnej parze płatów, a ster wysokości na przedniej parze płatów, tak aby ustalenie samolotu prowadziło do zwiększenia siły nośnej. Nieskuteczne wydaje się również stosowanie usterzenia poziomego, zamocowanego w przedniej części kadłuba, mającego służyć poprawie stateczności podłużnej samolotu w układzie zamkniętego skrzydła. Dobór profili powinien być taki, aby przednia para płatów znajdowała się w warunkach oderwania strug, a tylna para płatów



Rys. 10. Samolot w układzie zamkniętego skrzydła w konfiguracji manewru poziomego

Przedstawiciele Boeinga podkreślają natomiast, że są najbardziej zadowolonymi o pasażerów klasy ekonomicznej i turystycznej. Pasażerowie klasy tzw. business będą najprawdopodobniej zabierali ze sobą jakąś pracę związaną z ich profesją, która zajmie im czas wolny od jedzenia i spania. W klasie pierwszej pasażerowie, w luksusowych warunkach, mniej będą ulegali zmęczeniu. W klasie ekonomicznej natomiast każdy pasażer ma wokół siebie dużo ludzi i to zagęszczenie będzie istotną przyczyną znużenia. Zmiany wymaga m.in. konstrukcja fotela — powinna ona pozwalać pasażerowi wygodnie spać. Zainstalowanie nawilżaczy w systemie klimatyzacyjnym zapobiegłoby odwadnianiu organizmu i pozwoliłoby zmniejszyć ilość napojów zabieranych na pokład.

Airbus rozważa także wykorzystanie sekcji A.340 pod podłogą kabiny pasażerskiej do urządzenia tam sypialni, powiększonych toalet i pokoju ćwiczeń albo ośrodka rekreacyjnego. Można tam zainstalować nawet dyskotekę, co pozwalałoby spalić nadmiar kalorii.

Na podstawie *International Herald Tribune*, Jan. 30—31, 1988
opracował mgr inż. J. Zwierzyński

Kulisy zaniechania prac nad B.7J7

Badania Boeinga nad samolotami naddźwiękowymi były prezentowane na wielu konferencjach prasowych, na których członkowie zarządu wytwórni wyjaśnili, dlaczego Boeing zdecydował się wstrzymać prace nad konstrukcją nowoczesnego B.7J7.

Szef programu rozwoju Boeinga oświadczył, że niezwykle wrażliwy na ceny rynek przewozowy nie akceptowałby tego nowoczesnego, lecz drogiego samolotu. Inny członek zarządu Boeinga oświadczył, że większy koszt B.7J7, podwyższony hałas i uszkodzenie łopaty wentylatora w badanym silniku doprowadziło do odłożenia planu budowy tego samolotu.

Wytwórnia odrzuca sugestię, że problemy z pełnowymiarowym silnikiem byłyby jeszcze większe niż przy budowie modelu. Potwierdza jednak, że nowy silnik ma przewagę nad konwencjonalnymi silnikami jeśli chodzi o zużycie paliwa, ale tylko do pewnej prędkości, nie przekraczającej 0,8 Macha. Przy wyższych prędkościach ta przewaga zanika. Dlatego Boeing nigdy nie planował zastosowania silnika przygotowanego dla B.7J7 do samolotów dalekiego zasięgu, dla których jest wymagana większa prędkość.

Na podstawie *The Journal of Commerce*, Feb. 5, 1988
opracował mgr inż. J. Zwierzyński

powinna wtedy dawać część siły nośnej niezależnie od tego, jakie wartości osiąga się na przedniej parze. Celowe jest również zapobieganie znacznemu przepływowi strumienia powietrza wzdłuż rozpiętości przedniej (mającej skos) pary płatów przez zmniejszenie kąta skosu lub zastosowanie grzebieni leżących na powierzchni płatów ustawianych równoległe do kierunku napływających strug powietrza.

Mimo wielu jeszcze nie poznanych cech i wyłonionych problemów jako szczególnie charakterystyczną cechą układu z zamkniętym skrzydłem można potraktować przypuszczalny sposób uzyskiwania nowych manewrów, takich jakich układ klasyczny nie jest w stanie realizować. Jedną z sytuacji jest manewr uzyskany w wyniku wychylenia do dołu powierzchni sterowych położonych na obu parach płatów (rys. 9). Uzyskuje się wówczas efekt przyrostu siły na obu powierzchniach (przedniej i tylnej), który może prowadzić do uzyskania wznoszenia, lecz bez zwiększenia pochylenia samolotu na torze lotu. Powoduje to, że start jest krótszy i znacznie przyjemniejszy dla pasażerów (w przypadku np. samolotu pasażerskiego). W przypadku zaś takiego wychylenia powierzchni sterowych, gdy na tylnej parze skrzydeł wychyli się jedną z powierzchni do góry, a drugą do dołu, lecz przy jednoczesnym przeciwnym do tego wychyleniu powierzchni na przedniej parze (rys. 10), uzyskujemy efekt bocznej przesunięcia bez obrotu kadłuba wokół osi podłużnej. Lecz dopiero piloci osądzają, czy te cechy istotnie występują i czy są zaletami tego układu.

Literaturę zamieścimy w cz. II art.

Wpływ parametrów procesu nawęglania i obróbki cieplnej na strukturę i udarność stali nawęglonej

Mgr inż. RYSZARD KRÓL

Stale do nawęglania są wykorzystywane w konstrukcjach samolotów i śmigłowców do wyrobu kół zębatach, sworzni, wałów i wałków. Części te pracują głównie w warunkach wymuszeń zmęczeniowych, ściernych oraz udarowych [27]. Części nawęglone mają właściwości mechaniczne zależne od wytworzonej warstwy nawęglonej. Warstwa nawęglona i jej właściwości wynikające ze struktury są następstwem parametrów nawęglania i obróbki cieplnej.

Grubość warstwy nawęglonej jest przyjmowana jako umowna grubość warstwy, w której zawartość węgla jest nie mniejsza niż 0,4% [1]. Warstwa nawęglona obniża wytrzymałość zmęczeniową stali na zginanie [3]. Badania wykazały, że istnieje optymalna grubość warstwy nawęglonej, przy której wytrzymałość zmęczeniowa na zginanie i wytrzymałość zmęczeniowa udarowa osiągają najwyższą wartość [4, 5] (rys. 1). Wzrost grubości warstwy nawęglonej podwyższa temperaturę przejściową kruchości (rys. 2) [6].

Energia niszczenia udarowego, będąca sumą energii początku pęknięcia w warstwie nawęglonej i rozwoju pęknięcia, jest niższa dla stali nawęglonej o grubszej warstwie. Całkowita energia łamania maleje ze wzrostem grubości warstwy nawęglonej (rys. 3) [7], który wymaga trójosiowy stan naprężeń utrudniający powstawanie poślizgów i samowznocnienie.

Niszczenie udarowe zachodzi wskutek działania naprężeń własnych i zewnętrznych. Rozkład naprężeń własnych przedstawiony na rys. 4 zwykle określa obszar rozpoczęcia pęknięcia.

Sposób hartowania wpływa na strukturę warstwy nawęglonej. Są stosowane cztery sposoby hartowania:

- bezpośrednie z temperatury nawęglania,
- bezpośrednie po podchłodzeniu,
- jednokrotne,
- dwukrotne (niekiedy połączone z wyżarzaniem) [8].

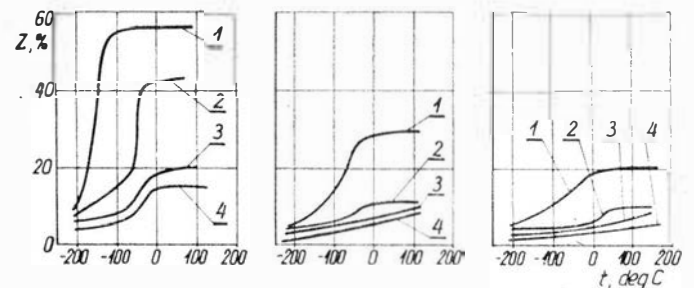
Wzrost udarności i spadek temperatury przejściowej kruchości następuje w kolejności struktur: perlit, bainit, 50%_a martenzytu, martenzyt [7]. Ponieważ ze wzrostem zawartości węgla maleje krytyczna prędkość chłodzenia, warstwa nawęglona łatwo hartuje się na martenzyt, który po odpuszczeniu zapewnia najwyższą udarność, tym większą, im mniej zawiera węgla — dotyczy to jednak tylko stali drobnoziarnistych. O udarności struktur martenzytycznych decyduje morfologia martenzytu, z którą wiąże się koncentracja defektów sieciowych. Wyższej udarności należy oczekiwać w przypadku mniej zdefektowanego martenzytu listwowego, niższej — w przypadku bardziej zdefektowanego martenzytu płytkowego. Martenzyt listwowy powstaje przy dowolnej zawartości węgla, tworząc w ziarnie byłego austenitu listwy oddzielone granicami wąskokątowymi lub bliźniaczami. Martenzyt płytkowy powstaje

tylko przy określonych stężeniach węgla, tworząc zbliżniakowane soczewki w ziarnie byłego austenitu [9].

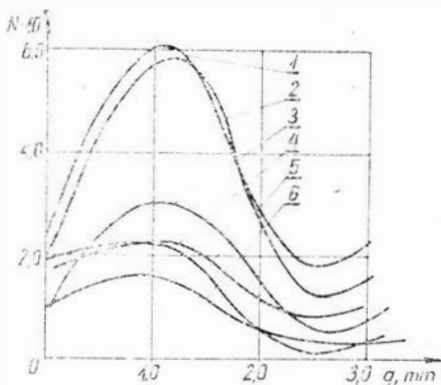
Podczas hartowania stali nie uzyskuje się czystego martenzytu. Temperatura początku przemiany martenzytycznej M_s , maleje ze wzrostem zawartości węgla i w warstwach nawęglonych w temperaturach ośrodka chłodzącego nie powstaje martenzyt, co prowadzi do pozostawiania austenitu szczątkowego [8, 10]. Austenit szczątkowy zmniejsza skłonność martenzytu do pęknięć, dlatego udział austenitu szczątkowego w strukturze martenzytyczno-austenitycznej w ilości 12÷20% zwiększa udarność. Jednak duże ilości austenitu szczątkowego niekorzystnie oddziałują na udarność. Warstwy o dużej ilości austenitu szczątkowego nie nadają się do hartowania bezpośredniego. Dobrą udarność dzięki odpowiedniemu stosunkowi ilości martenzytu i austenitu w warstwie nawęglonej uzyskuje się po dwukrotnym hartowaniu [3, 5, 11]. Struktury bainityczne, uzyskane w warstwach nawęglonych podczas chłodzenia o niewielkich prędkościach, obniżają udarność (rys. 5) [7].

Hartowanie bezpośrednie z przechłodzeniem poniżej temp. A_{em} lub samo nawęglanie w obszarze współistnienia austenitu i węglików powoduje wystąpienie wydzieleni węglików. Wydzielenia kulkowe lub sieć węglików podwyższają kruchość stali nawęglonej [11, 12]. Udarność obniża się również w przypadku struktur anormalnych (z wydzieleniami ferrytu) w warstwie nawęglonej, tj. po hartowaniu z temperatury poniżej A_1 [13].

Podczas nawęglania (zwłaszcza wysokotemperaturowego) w stalach niedrobnoziarnistych ziarna ulegają rozrostowi, co wywołuje nawet kilkudziesięcioprocentowy spadek udarności. W celu rozdrobnienia ziarna stali nawęglonej jest stosowane dwukrotne hartowanie [12, 14]. Naprężenia szczątkowe w warstwach nawęglonych po hartowaniu, będące następstwem różnic objętości właściwej faz, rosną w kolejności struktur: austenit, ferryt, martenzyt, cementyt [15]. Korzystny rozkład naprężeń zapewnia wygrzewanie w temperaturach nieznacznie powyżej temperatury M_s war-



Rys. 2 Krzywe ciągliwości wyznaczone metodą przewężenia stali o grubościach warstw nawęglonych [6]: a) 0,23 mm, b) 0,32 mm, c) 0,48 mm: 1 — 4517, 2 — 4620, 3 — 8620, 4 — 20MnCr5



Rys. 1. Zależność udarności wielokrotnej od głębokości warstwy nawęglonej przy energii udaru 3,92 J. Stale nawęglone w proszku w temp. 920°C, hartowanie dwukrotne, odpuszczanie w temp. 200°C. Stale: 1 — 25H2GN2D2F, 2 — 25H2GN2T, 3 — 25HNF8, 4 — 18HGT, 5 — 25H2GT, 6 — 25HGR [5]

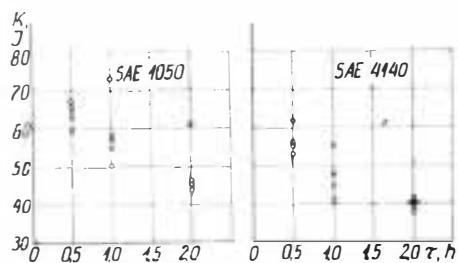
stwy nawęglonej, co daje mały udział austenitu szczątkowego. Usuwanie austenitu szczątkowego przez obróbkę podzerową może powodować mikronaprężenia i mikropeknięcia w samym austenicie, co obniża udarność [16]. Niekorzystne naprężenia szczątkowe uzyskane w wyniku dwukrotnego hartowania są niewielkie.

Sposób hartowania stali nawęglonej, wpływający na wielkość ziarn, bloków i rodzaj faz, pośrednio ma wpływ na proces pękania udarowego. Pęknięcie powstaje zwykle na granicach faz, na mikropeknięciach lub w fazach kruchych [17, 18]. Pęknięcie w warstwie nawęglonej, powstało w wyniku istnienia mikropeknięcia o długości $2c$, energii powierzchniowej γ_0 następuje pod działaniem naprężenia krytycznego σ_{kr} [19]:

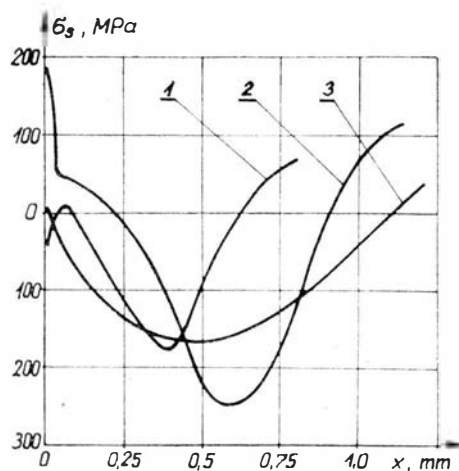
$$\sigma_{kr} = \frac{2E\gamma_0^{1/2}}{\pi c}$$

gdzie: E — moduł sprężystości Younga.

Działanie **karbu mechanicznego** polega na wytworzeniu trójosiowego stanu naprężeń rozciągających w małej objętości materiału przy jego krawędzi. Utrudnia on odkształcenie plastyczne charakterystyczne dla płaskiego stanu naprężeń, a więc zmniejsza ciągliwość. Karb zwiększa praw-



Rys. 3. Wpływ czasu nawęglania — grubości warstwy nawęglonej na wartość energii łamania stali 1050 i 4140. Probki z karbem [7]



Rys. 4. Przykłady rozkładów naprężeń szczytkowych na przekroju warstwy nawęglonej po hartowaniu i niskim odpuszczeniu: 1 — 8920 [4], 2 — 1015 [16], 3 — 5140 [16].

dopodobięstwo kruchości pęknięcia. Można przyjąć, że czynnikiem mechanicznym zmieniającym udarność lub przesuwającym temperaturę przejściową kruchości jest karb mechaniczny. Swego rodzaju karbem jest warstwa nawęglona, obniżająca udarność i podwyższająca temperaturę przejściową kruchości. Z porównania udarności nawęglonej stali z karbem i bez karbu wynika, że znacznie wyższą udarność ma stal bez karbu [20] (rys. 6).

Powierzchniowe stężenie węgla, będące miernikiem zawartości węgla w warstwie nawęglonej, zapewnia uzyskanie pożądanej twardości stali 645÷697 HV na powierzchni i 286÷374 HV w rdzeniu. Wzrost zawartości węgla powoduje spadek udarności i wzrost temperatury przejściowej kruchości (rys. 7) [2].

Ze wzrostem zawartości węgla w stali maleje także współczynnik intensywności naprężeń, który jest miernikiem odporności na pęknięcie. W stalach nawęglonych ze spadkiem stężenia węgla w warstwie, współczynnik intensywności naprężeń rośnie [22] (rys. 8). Badania potwierdziły zjawisko spadku udarności stali nawęglonej ze wzrostem zawartości węgla [5]. Zostały oszacowane korzystne zakresy stężeń powierzchniowych węgla.

Zawartość powierzchniowa węgla w warstwie nawęglonej nie powinna przekraczać 0,9%. Zawartość 1,1÷1,3% węgla wywołuje znaczną kruchość, spowodowaną wydzieleniami węglików w postaci siatki. W przypadku przedmiotów nawęglonych obciążonych udarowo są korzystne stężenia powierzchniowe 0,7÷0,8% węgla [3, 12]. Składniki strukturalne warstwy nawęglonej zależą od zawartości węgla. Gęstość defektów sieci krystalicznej martenzytu jest wyższa przy wyższych zawartościach węgla, który sprzyja ich stabilizacji, ze względu na dużą energię wiązania atomów węgla z defektami. Węgiel w ilości do 0,2% wiąże dyslokacje w martenzytzie, przy wyższych stężeniach węgiel przechodzi w położenie międzywęzłowe zwiększając tetragonalność, co może prowadzić do powstawania mikropęknięć w płytkach martenzytu. Zgodnie z teorią zarodkowania mikropęknięć, wzrost stężenia defektów sieciowych sprzyja rozpoczęciu i rozprzestrzenianiu pęknięcia obniżając udarność [9, 23].

Martenzyt niskowęglowy, występujący przy małych zawartościach węgla, jest ciągliwy i podwyższa udarność.

Także ujednorodnienie rozkładu węgla spowodowane dodatkami niklu podwyższa udarność.

Ponadeutektoidalna zawartość węgla w warstwie nawęglonej powoduje wzrost wydzieleni węglików, które umacniają granicę ziarn i wzmagają kruchość. Ze wzrostem zawartości węgla C przybywa fazy węglkowej, dlatego maleje średnia odległość między wydzieleniami węglików d_{sr} :

$$\frac{d_{sr}}{d_{sr}'} = \sqrt[3]{\frac{C'}{C}}$$

W stalach stopowych ze wzrostem stosunku ilości węgla do ilości dodatków stopowych, węgliki występują w równowadze z pozostałymi fazami w kolejności: węgliki stopowe, węgliki stopowe + cementyt, cementyt. Cementyt ma skłonność do tworzenia mikroszczelin, które sprzyjają spadkowi udarności [21, 24].

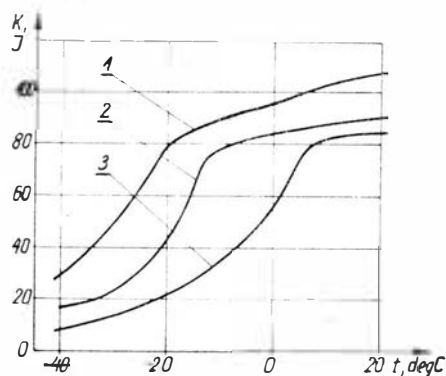
Odwęglenie powierzchni warstwy nawęglonej w przypadku nagrzewania stali do hartowania bez obecności atmosfery endotermicznej może również obniżyć udarność.

Niekorzystny dla udarności stali nawęglonej rozkład naprężeń może złagodzić stopniowy spadek stężeń węgla w warstwie nawęglonej. Naprężenia ściskające w warstwie nawęglonej są tym wyższe, im wyższa jest rozbieżność zawartości węgla w warstwie i rdzeniu. Można to wyjaśnić większym wzrostem objętości właściwej wysokowęglowego martenzytu w warstwie niż niskowęglowego martenzytu w rdzeniu.

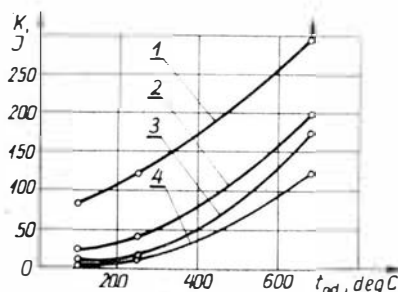
Temperatura odpuszczania decyduje o przemianach strukturalnych w warstwie nawęglonej i rdzeniu. Nawęglona stal ze zmianą temperatury odpuszczania zmienia udarność [25] (rys. 9).

Podczas odpuszczania austenit szczytkowy warstwy nawęglonej ulega przemianie w martenzyt odpuszczony w temp. 150÷300°C. Austenit szczytkowy obniża skłonność do mikropęknięć w martenzytzie, których ilość maleje podczas odpuszczania, dlatego przemiana austenitu powoduje wzrost udarności.

Kruchość martenzytu jest wywołana tetragonalnością spowodowaną przesyconiem węglem sieci krystalicznej żelaza α . Dzięki dyfuzji zachodzącej podczas odpuszczania, maleje przesyconie fazy α i częściowo zanikają dyslokacje. Jednocześnie wskutek dyfuzji węgla z sieci krystalicznej martenzytu zachodzi wydzielenie węgla i tworzenie węglików wewnątrz i na granicach ziarn. Spadek tetragonalności martenzytu podnosi udarność, lecz pojawienie się fazy węglkowej podczas odpuszczania w niskich temperaturach utrzymuje kruchość nawęglonej stali. O udarności nawęglonej stali w dużym stopniu decydują wydzielenia węglików powstałe podczas odpuszczania. Ważny jest ich rodzaj,

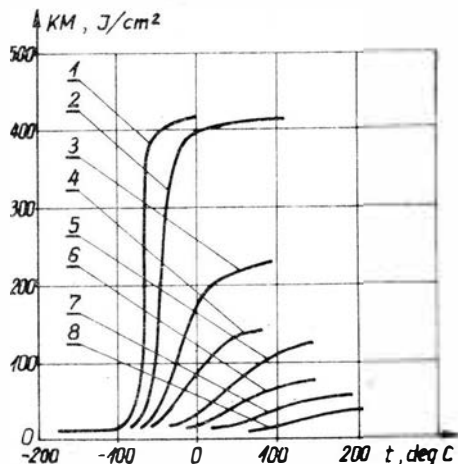


Rys. 5. Energia łamania stali 4340 zahartowanej i odpuszczonej o różnych strukturach [7]: 1 — martenzyt bez bainitu, 2 — 35% bainitu, 3 — 95,5% bainitu

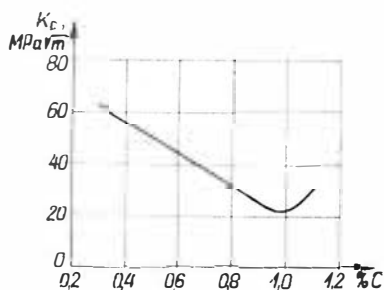


Rys. 6. Energia niszczenia stali 40H w funkcji temperatury odpuszczania: 1, 2 — próbki bez karbu, 3, 4 — próbki z karbem; 1, 3 — próbki nie nawęglone, 2, 4 — próbki nawęglone [20]

kształt i ilość oraz średnia odległość między wydzieleniami. Rodzaj węglików zależy od składu stali: Mn i Cr rozpuszczają się w cementycie dając węgliki złożone, Mo i W słabo rozpuszczają się w cementycie, Ni nie stabilizuje cementytu i obniża temperaturę przejściową kruchości [6].



Rys. 7. Zależność udarności stali niestopowych od zawartości węgla i temperatury próby [21]: 1 — 0,01% C, 2 — 0,11% C, 3 — 0,22% C, 4 — 0,31% C, 5 — 0,43% C, 6 — 0,53% C, 7 — 0,65% C, 8 — 0,67% C.

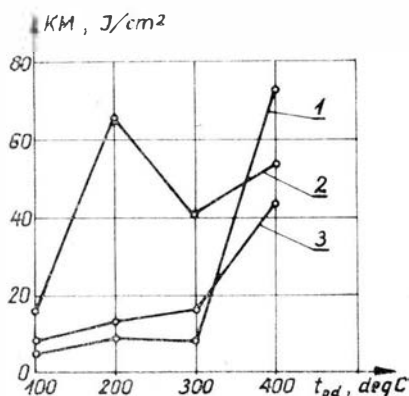


Rys. 8. Wpływ zawartości węgla na współczynnik intensywności naprężeń nawęglonych i zahartowanych stali 4820 i EX 32 [22]

Podczas odpuszczania poniżej określonej temperatury stali o danej zawartości pierwiastka węglotwórczego, powstają węgliki żelaza. Odpuszczanie w wyższych temperaturach przy określonych zawartościach pierwiastków węglotwórczych Cr lub Mo prowadzi do tworzenia węglików stopowych. Rodzaj węglika zależy także od zawartości węgla. Węgliki Cr, W, Mo występują w stali przy niższych zawartościach węgla. Ze wzrostem zawartości węgla przeważa obecność węglików żelaza [21].

Postać węglików zmienia się podczas odpuszczania. Wydzielenia płytkowe o dużym rozdrobieniu powstają w temp. 300 ÷ 400°C. Powyżej 450°C zachodzi koagulacja węglików, w wyniku której wydzielenia przyjmują postać kulkową. Ze wzrostem zawartości węgla koagulacja przebiega szybciej, ale rozdrobnienie jest mniejsze. Wydzielenia kulkowe obniżają udarność w mniejszym stopniu niż wydzielenia płytkowe.

Ostatecznie odpuszczanie prowadzi do bardziej stabilnej postaci faz w warstwie nawęglonej i rdzeniu. Podczas odpuszczania w temp. 80 ÷ 200°C węgiel wydziela się z mar-

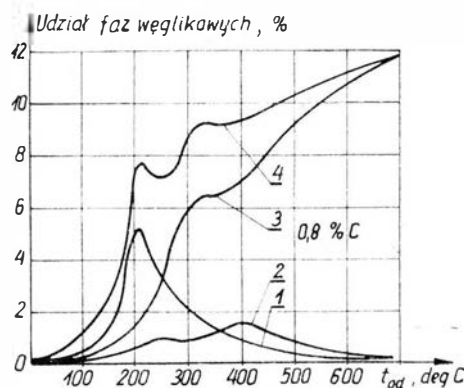


Rys. 9. Udarność stali nawęglonych w funkcji temperatury odpuszczania [25]: 1 — St5, 2 — 12Hn3, 3 — St3

tenzytu i tworzy węgiel ϵ w postaci płytkowej o dużym rozdrobieniu, sprzężony z martenzytem. Odpuszczanie w temp. 200 ÷ 400°C powoduje przemianę węglika ϵ w węgiel γ . Dodatki stopowe podwyższają temperaturę przemiany węglika ϵ w węgiel γ . Po przemianach w temp. powyżej 550°C występuje tylko cementyt [21, 26]. Udział węglików w strukturze stali zależy od temperatury odpuszczania przedstawia rys. 10 [26].

W procesie odpuszczania zanik sprzężenia sieci krystalicznej fazy węglkowej z siecią ferrytu następuje w temp. 350 ÷ 400°C. Sprzężone granice faz w porównaniu z nie sprzężonymi mają niższą energię rozdziału faz, co zmniejsza energię płynięcia plastycznego. Dlatego wydzielenia sprzężone zmniejszają, nie sprzężone — podwyższają plastyczność [18].

Cementyt i cementyt stopowy M_3C podczas odpuszczania w temp. powyżej 500°C koaguluje, powodując zaokrąglenie kształtu wydzieleni, rozrost jednych wydzieleni kosztem drugich, zwiększenie średniej odległości między wydzieleniami — wszystko to podwyższa udarność. Odpuszczanie prowadzi do zmniejszenia odkształceń cieplnych, co świadczy o spadku naprężeń własnych i ostatecznie podwyższa udarność.



Rys. 10. Zawartość faz węglkowych w funkcji temperatury odpuszczania. Czas odpuszczania 5 h: 1 — węgiel γ , 2 — węgiel ϵ , 3 — Fe_3C , 4 — całkowita ilość węglików [26]

Utlenianie wewnętrzne podczas nawęglania jest procesem tworzenia tlenków dodatków stopowych: chromu, krzemu, manganu o postaci złożonej $n \cdot Fe \cdot M_2O_3$. Utlenianie wewnętrzne zachodzi na powierzchni nawęglonej w warstwie o grubości do 30 μm . Badania wykazały, że strefa utleniania ma strukturę bainityczną z określoną zawartością węglików i tlenków, które niekorzystnie wpływają na udarność. Usunięcie strefy utleniania wewnętrznego przez oszlifowanie może podwyższyć udarność.

LITERATURA

1. A. MOSZCZYŃSKI: Analiza i badania czynników technologicznych wpływających na efekt nawęglania w atmosferach z ciekłych związków organicznych. WAT, Warszawa, 1976
2. Foradnik inżyniera. Obróbka cieplna stopów żelaza (pod red. W. Lutego). WNT, Warszawa, 1980
3. E. SZPUNAR i in.: Kontrola mikrostruktury wyrobów nawęglonych. WKC, Warszawa, 1969
4. J. WYSZKOWSKI i in.: Zależność własności mechanicznych wyrobów nawęglonych od ich mikrostruktury. Metaloznawstwo i Obróbka Ciepła, nr 41, 1979
5. A. MINKIEWICZ: Chemiczno-technologiczna obróbka metali i spławów. Maszynostrojnicze, Moskwa, 1965
6. L. J. EBERT i in.: Das Bruchverhalten einsatzgehärteter stäle Teile. Zeitschriften für Wirtschaftliche Fertigung. Vol. 63, Nr 7, 1967
7. Handbook Metals. Vol. 1. ASM Metals Park, Ohio, 1961
8. W. OLSZANSKI i in.: Obróbka cieplnochemiczna. Zeszyt 5. Nawęglanie gazowe. SIMP, Warszawa, 1979
9. S. GORCZYCA i in.: Struktura martenzytu w stopach żelaza. Hutnik, nr 6, 1977
10. T. SOBUSIAK: Przepływ węgla w procesie nawęglania stali w atmosferach endotermicznych. A-29 IMP, Warszawa, 1979
11. J. S. KOZŁOWSKI: Chemiczno-technologiczna obróbka sztywnienia. Maszynostrojnicze, Moskwa, 1970
12. J. WYSZKOWSKI: Nowoczesne tendencje w zakresie nawęglania i węgloazotowania gazowego. A-16 IMP, Warszawa, 1974
13. B. S. NATAPOW: Anomalność struktury cementytowanego słoja. Metallovedeniye i termicheskaya obrabotka metallow, nr 6, 1962
14. M. A. KRISZTAŁ i in.: Swojstwa stali pośle wysokotemperaturowej wakuumnej cementacji. Metallovedeniye i termicheskaya obrabotka metallow, nr 6, 1980
15. W. LUTY: Metaloznawstwo i obróbka cieplna stali łożyskowych. WNT, Warszawa, 1980
16. G. PARISH: The Influence of Microstructure on the Properties of Case Carburizing Components. Part 4. Heat Treatment of Metals, nr 4, 1976
17. V. KARFEL i in.: Fraktografia martenzytu w stopach Fe-Ni-C. VIII Konferencja Metaloznawcza, Gliwice-Wisła, 1974

cd. na s. 23

Samolot turystyczny i dyspozycyjny

KONSTRUKCJA. Dwusilnikowy, sześciomiejscowy, całkowicie metalowy dolnopłat z chowanym podwoziem.

Plat. Obrys trapezowy, profil NACA 23016.5 u nasady i NACA 23010.5 przy końcówce, wznios 6°, kąt zalinowania 4°, skręcenia geometryczne 4°. Konstrukcja dwudzielna, dwudźwigarowa, półskorupowa, całkowicie metalowa. W kesonach skrzydeł integralne zbiorniki paliwowe. Gondole silnikowe o konstrukcji półskorupowej, nadbudowane na górnej powierzchni profilu skrzydła. W noskach skrzydeł w pobliżu końcówek są umieszczone reflektory do lądowania. Kłapy szczelinowe o konstrukcji metalowej, pokrycia kłap żłobkowane. Kłapy zajmują 50% rozpiętości skrzydła. Symetryczne, wyważone masowo lotki o konstrukcji analogicznej do konstrukcji kłap sięgają do 80% rozpiętości. Na lewej lotce klapka wyważająca, na prawej — nastawiana na ziemi klapka wyważająco-regulacyjna. Między gondolami silnikowymi a kadłubem znajdują się wnęki podwozia głównego. Górne pokrycie skrzydła i kłap w pobliżu kadłuba lokalnie wzmocnione (chodniki). Przewidziany jest montaż instalacji przeciwbłodzeniowej na noskach skrzydeł.

Kadłub. Przekrój owalny, konstrukcja całkowicie metalowa, półskorupowa. Struktura i zastosowane rozwiązania są rozwinięciem wcześniejszego znanego samolotu Bonanza A36. Przednia, nosowa część kadłuba mieści bagażnik, dostępny przez luk z prawej strony. Możliwe jest zamontowanie w nosku kadłuba radaru meteorologicznego. Część objętości bagażnika zajmuje skrzynka podwozia przedniego. Bogało oszklona kabina mieści sześć regulowanych foteli ustawionych parami. Za ostatnią parą foteli znajduje się obszerny bagażnik tylny. Wejście do kabiny przez drzwi z prawej strony, są one umieszczone nad skrzydłami i umożliwiają zajęcie dwóch pierwszych par foteli. Dostęp do ostatniej pary foteli i bagażnika przez drzwi z prawej strony kadłuba; w wersji B58 są one większe niż w B55 i dwuskrzydłowe. Wnętrze kabiny wyposażone luksusowo. Pasy bezpieczeństwa na wszystkich fotelach czteropunktowe. Bagażnik tylny wyposażony w zaczepy i elementy do mocowania bagażu, jest on od reszty kabiny oddzielony siatką z taśm styłonowych. Kabina przewietrzana i ogrzewana. Tylna część kadłuba stożkowa. Wyposażenie wnętrza kabiny, sposób ustawienia foteli, kolorystyka i szczegóły wnętrza oferowane są przez producenta w różnych wariantach. Kadłub wersji B58 jest dłuższy niż B55 — z pojemniejszym bagażnikiem tylnym.

Usterzenie. Usterzenia w układzie klasycznym. Oba usterzenia mają obrys trapezowy, usterzenie pionowe jest skośne. Statecznik pionowy dwudźwigarowy, metalowy. Ster kierunku zawieszony w trzech punktach, wyważony masowo i odciążony aerodynamicznie (rogowo). Jest on wyposażony w klapkę wyważającą i ustawiana na ziemi klapkę wyważająco-regulacyjną. Pokrycia usterzenia pionowego gładkie. Na szczycie statecznika pionowego lampa antykolizyjna. W owiewce grzbietowej kadłuba jest umieszczony chwyt powietrza do instalacji klimatyzacyjnej. Statecznik poziomy dwudźwigarowy, pokrycia między dźwigarami żłobko-



wane. Ster wysokości wyważony masowo i odciążony aerodynamicznie (rogowo). Każdy segment steru wysokości jest zawieszony w trzech punktach i wyposażony w klapkę wyważającą. Pokrycia segmentów steru wysokości z blachy żłobkowej.

Sterowanie. Sterownice nożne w kabine zdwojone, wolant przestawialny (jest możliwy pilotaż z lewego lub prawego fotela). Układy sterowania lotkami, sterem kierunku i sterem wysokości linkowe, kłapy wychyłane elektrycznie, klapki wyważające — mechanicznie ręcznie (za pośrednictwem cięgien).

Podwozie. Trójzespolowe, chowane elektromechanicznie do kadłuba i skrzydeł. Podwozie przednie chowane ku tyłowi, główne — w stronę kadłuba. Podwozie przednie teleskopowe, z tłumikiem drgań poprzecznych, koło na półwidelcu. Wnęk podwozia przedniego zamykana dwudzielna pokrywą. Możliwy montaż reflektora do kołowania na przednim podwoziu. Podwozie główne z goleniami teleskopowymi, koła wyposażone w hydrauliczne hamulce tarczowe. Podwozie główne jest modyfikacją podwozia z samolotu Bonanza. Amortyzacja olejowo-gazowa. Wymiary ogumienia: przednie — 5.00-5, główne — 6.50-8. Czas chowania podwozia — ok. 4,5 s.

Zespół napędowy. W wersji B55 — dwa silniki wtryskowe sześciocylindrowe chłodzone powietrzem Continental IO-470-L o mocy 190 kW każdy, śmigła metalowe dwulopatowe o stałych obrotach z możliwością ustawienia w chorągiewkę Hartzell. W wersji B58 — dwa silniki wtryskowe sześciocylindrowe chłodzone powietrzem Continental IO-520-C o mocy 210 kW każdy. Śmigła metalowe trójłopatowe o stałych obrotach z możliwością ustawiania w chorągiewkę Hartzell. Łoża silników spawane z rur stalowych. Osłony zespołów napędowych metalowo-kompozytowe.

Instalacje. Paliwowa — cztery integralne zbiorniki skrzydłowe o łącznej pojemności 378 l, istnieje wariant ze zbiornikami o pojemności 514 l, oferowany na specjalne zamówienie. Elektryczna — dwie prądnice 24 V/25 A, akumulator 24 V/17 Ah lub dwa akumulatory po 12 V/24 Ah. Hydrauliczna — tylko do hamulców kół podwozia głównego. Tlenowa — butle o pojemności 1,39 m³. Olejowa — pojemność zbiorników 23 l. Pneumatyczna podciśnieniowa — do przyrządów żyroskopowych. Przeciwbłodzeniowa — pneumatyczna na noskach skrzydeł i stateczników, elektryczna na noskach łopat śmigieł.

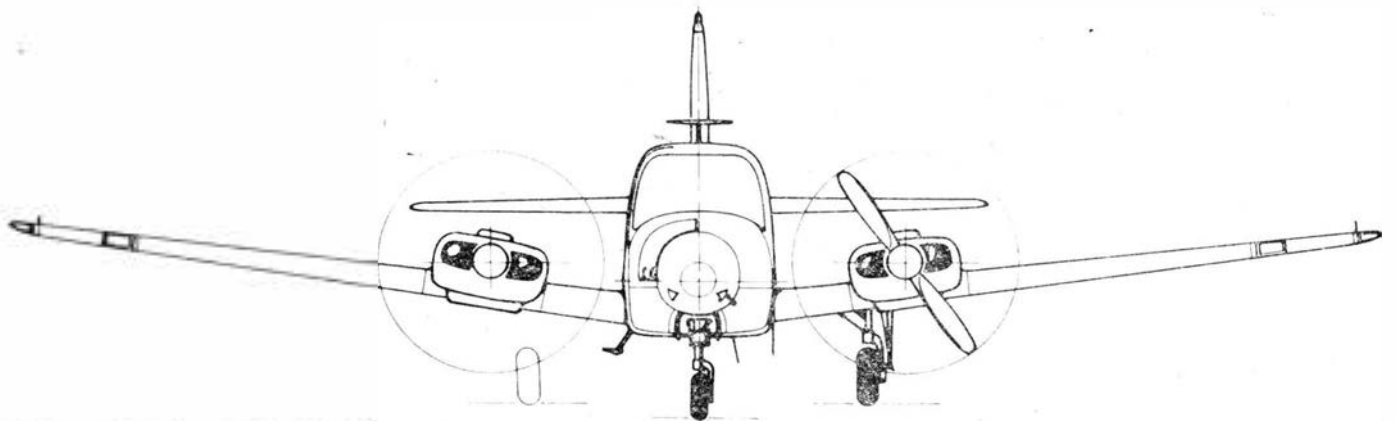
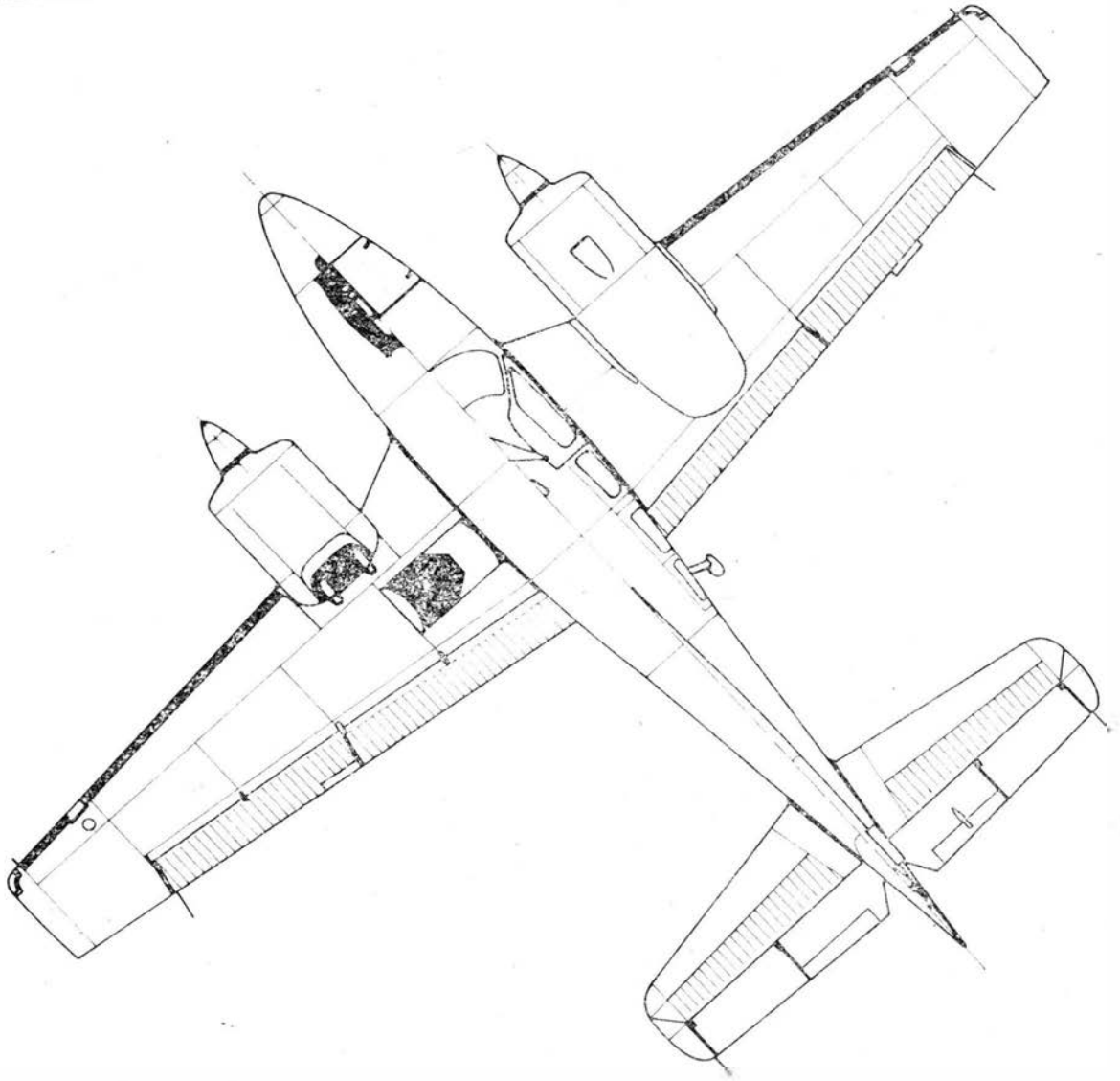
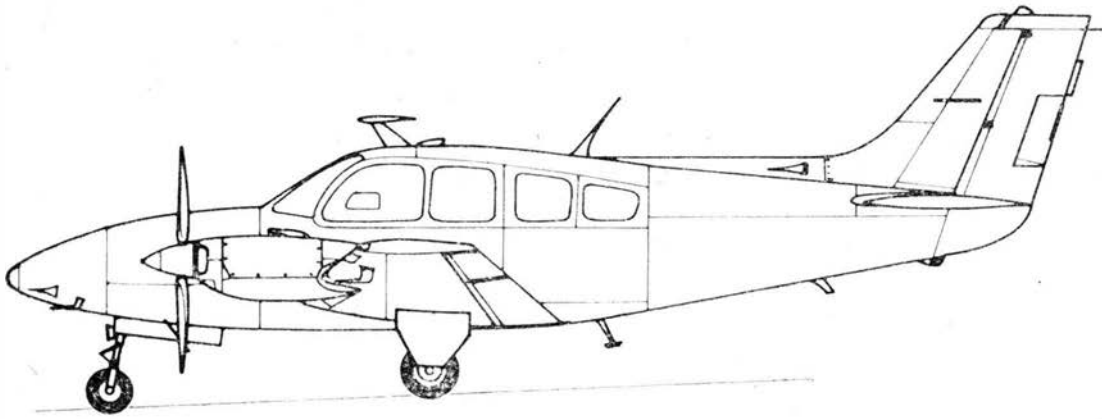
Wyposażenie. Różne zestawy przyrządów i systemy radionawigacyjne wg życzenia odbiorcy. Tablica przyrządów zunifikowana z samolotem Bonanza.

ROZWOJ KONSTRUKCJI. Samolot Baron Model 95-55 jest rozwinięciem wcześniejszego typu TravelAir. Jego prototyp oblatano 1960-02-29. W 1965 r. armia USA zamówiła 65 egz. przeznaczonych do szkolenia w lotach na samolotach dwusilnikowych (oznaczenie wojskowe T-42A Cochise). W podobnym celu mniejszą liczbę tych samolotów zakupiono do Turcji, Hiszpanii i Japonii. Także w 1965 r. opracowano wersję C55 z silnikami Continental IO-520-C, zmienionym wyposażeniem i przedłużoną przednią częścią kadłuba (w celu powiększenia bagażnika). W następnych latach opracowano kolejne wersje D55 i E55. W 1968 r. opracowano nową wersję — Model 58, będącą rozwinięciem D55; przedłużono o 0,25 m przednią część kabiny, uzyskując przestronniejsze wnętrza. Wersja Model 58P (pressurized) została oblatana pod koniec 1974 r., miała ona silniki Continental TSO-520-L. Kolejny Model 58TC oblatano w 1975 r. Łączna wielkość produkcji wszystkich wersji samolotu Baron wynosi 5000 szt.

DANE TECHNICZNE

| | Baron B55 | Baron B58 | | |
|------------------------------------|-----------|----------------------|---------------------------------------|--------|
| Rozpiętość | 11,53 | 11,53 m | Wydłużenie skrzydła | 7,16 |
| Długość | 8,53 | 9,09 m | Masa własna | 1431 |
| Wysokość | 2,92 | 2,90 m | Masa do kołowania maks. | 2322 |
| Cięciwa skrzydła u nasady | 2,13 | 2,13 m | Masa startowa maks. | 2313 |
| Cięciwa skrzydła przy końcówce | 0,90 | 0,90 m | Masa do lądowania maks. | 2313 |
| Rozpiętość usterzenia | 4,19 | 4,19 m | Obciążenie powierzchni | 120,5 |
| Baza podwozia | 2,13 | 2,72 m | Obciążenie mocy | 6,05 |
| Rozstaw podwozia | 2,93 | 2,93 m | Prędkość maks. (H = 0 m) | 380 |
| Średnica śmigieł | 1,98 | 1,93 m | Prędkość przelotowa (75% mocy) | 362 |
| Długość wnętrza kabiny | 3,07 | 3,84 m | Prędkość przelotowa (85% mocy) | — |
| Szerokość wnętrza kabiny | 1,07 | 1,07 m | Prędkość przelotowa (55% mocy) | 333 |
| Wysokość wnętrza kabiny | 1,27 | 1,27 m | Prędkość min. (z kłapami i podwoziem) | 138 |
| Wymiary drzwi bagażnika | 0,57×0,97 | 1,02×1,14 m | Wznoszenie maks. | 8,5 |
| Powierzchnia skrzydła | 18,50 | 18,50 m ² | Wznoszenie z 1 silnikiem wyłączonym | 1,6 |
| Powierzchnia lotek | 1,06 | 1,06 m ² | Pułap maks. | 6000 |
| Powierzchnia kłap | 2,39 | 2,39 m ² | Pułap z 1 silnikiem wyłączonym | 2135 |
| Powierzchnia statecznika pionowego | 1,02 | 1,02 m ² | Zasięg (65% mocy, H = 3200 m) | 1746 |
| Powierzchnia steru kierunku | 1,08 | 1,08 m ² | Rozbieg | 409 |
| Powierzchnia usterzenia poziomego | 4,46 | 4,46 m ² | Start na 15 m | 511 |
| Powierzchnia steru wysokości | 1,51 | 1,51 m ² | Lądowanie z 15 m | 561 |
| Pojemność bagażnika przedniego | 0,34 | 0,34 m ³ | Dobieg | 287 |
| Pojemność bagażnika tylnego | 0,99 | 1,05 m ³ | Promień zakrętu na ziemi | 3,71 |
| | | | | 4,57 m |

T. M.



Lekki samolot sportowy
i szkolno-treningowy

KONSTRUKCJA. Jednosilnikowy, dwumiejscowy, całkowicie metalowy zastrzałowy grzbietopłat ze stałym podwoziem.

Płat. Obrys prostokątny, profil NACA 2415 (mod), skos do przodu $5^{\circ}06'$, wznios $2^{\circ}30'$. Konstrukcja dwudzielna, skorupowa, jednodźwigarowa z tylnym dźwigarkiem pomocniczym, całkowicie metalowa z blach duralowych. Szkielet skrzydła całkowicie pozbawiony podłużnic. Jako technologiczne połączenia zastosowano klejenie z nitowaniem, przy czym nity są rozstawione w dość dużej podziałce wynoszącej 50-70 mm. Lotki i kłapy są bezszczelinowe. Wychylenie kłap: 20° do startu i 40° do lądowania. Lotki wyważone masowo. Konstrukcja lotek i kłap klasyczna, metalowa. Skrzydła wsparte pojedynczymi zastrzałami z rur o kropłowym przekroju. Trójkątne końcówki skrzydeł są wykonane z kompozytu szklano-epoksydowego.

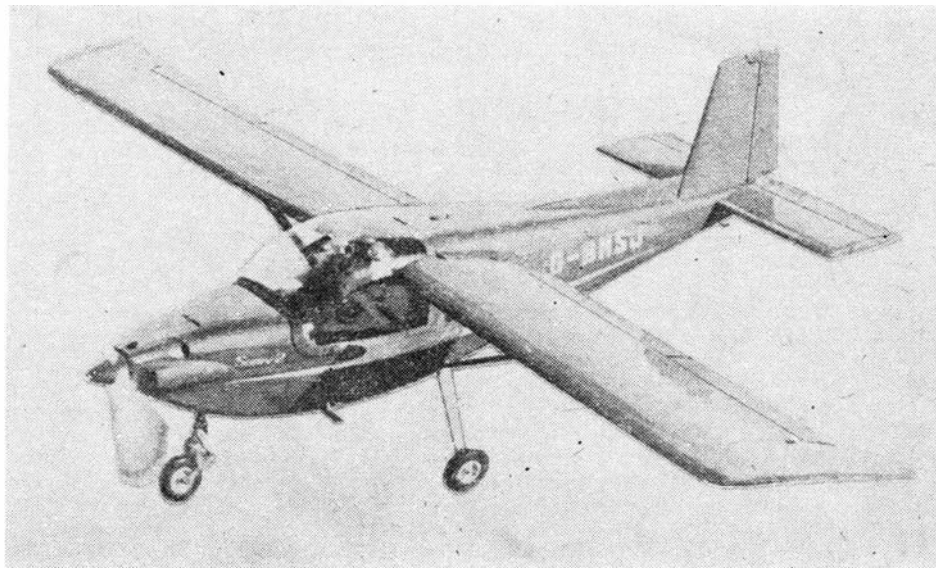
Kadłub. Przekrój prostokątny z zaokrąglonymi narożnikami. Klasyczna konstrukcja półskorupowa z blach duralowych. Przednia część kadłuba, zawierającaabinę, mieści się między skośną wręgą przednią (ścianą ogniową) a wręgą siłową, do której są mocowane dźwigary główne skrzydeł, zastrzały i golenie podwozia głównego. Kabina załogi z miejscami obok siebie. Oszklenie kabiny jednoczęściowe, stanowi je otwierana do góry osłona. Zakabiną załogi znajduje się zbiornik paliwowy, usytuowany na grzbiecie kadłuba. Tylne części kadłuba słożkowa o powierzchni rozwijalnej. Pod usterzeniem znajduje się płoza chroniąca tył kadłuba. Szkielet tylnej części kadłuba składa się z sześciu wręg i ośmiu podłużnic. Po obu stronach przedniej części kadłuba przed skrzydłem są umocowane stopnie do wsiadania.

Usterzenie. Usterzenie w układzie klasycznym, obrys usterzenia pionowego trapezowy, obrys usterzenia poziomego — prostokątny. Konstrukcja usterzenia półskorupowa metalowa. Statecznik poziomy jednodźwigarowy, statecznik pionowy — dwudźwigarowy. Stery wyważone masowo, ster kierunku odciążony aerodynamicznie (rogowo). Przed usterzeniem pionowym na grzbiecie kadłuba jest umieszczona trójkątna płetwa ustępczająca. Ster wysokości jest wyposażony w kłapkę wyważającą.

Sterowanie. Sterownice (dźwigi i pedały) zdwojone, dźwigi tworzą jeden zespół konstrukcyjny w kształcie litery U. Układ sterowania sterem wysokości popychaczowy, układ sterowania sterem kierunku linkowy, kłapy i lotki wychylane za pomocą rur skrętnych prowadzonych w skrzydła i układów dźwigniowo-popychaczowych w kadłubie. Kłapka wyważająca steru wysokości wychylana za pomocą cięgna elastycznego.

DANE TECHNICZNE

| | |
|-----------------------------------|---------------------|
| Rozpiętość | 8,69 m |
| Długość | 5,49 m |
| Wysokość | 2,31 m |
| Rozpiętość usterzenia poziomego | 2,54 m |
| Baza podwozia | 1,74 m |
| Rozstaw podwozia | 1,83 m |
| Srednica śmigła | 1,60 m |
| Prześwit śmigła | 0,23 m |
| Długość wnętrza kabiny | 1,27 m |
| Szerokość wnętrza kabiny | 0,99 m |
| Wysokość w kabine | 1,09 m |
| Powierzchnia skrzydła | 8,59 m ² |
| Powierzchnia lotek | 0,60 m ² |
| Powierzchnia kłap | 0,89 m ² |
| Powierzchnia usterzenia poziomego | 1,23 m ² |
| Powierzchnia steru wysokości | 0,55 m ² |
| Powierzchnia usterzenia pionowego | 0,85 m ² |
| Powierzchnia steru kierunku | 0,26 m ² |
| Wydłużenie skrzydła | 8,8 |



Podwozie. Stałe z kołem przednim. Podwozie przednie z golenią rurową, koło zawieszona na widełku pchanym, amortyzacja — sznury gumowe. Golenie podwozia głównego sprężyste, wykonane ze stali. Na kołach głównych hamulce hydrauliczne. Hamulce postojowy. Wszystkie koła jednakowe — wymiar ogumienia $13 \times 4,00-6$, ciśnienie w ogumieniu 172 kPa.

Zespół napędowy. Trzycylindrowy, dwusuwowy, rzędowy, chłodzony cieczą reduktorowy silnik gaźnikowy Hewland AE 75 o mocy 55 kW ze śmigłem dwulopatowym o stałym skoku Hoffmann HO-08-1605-145L. Pojemność skokowa silnika 750 cm³, obroty maks. 112,5 s⁻¹. Każdy cylinder zaopatrzony we własny gaźnik. Przekładnia redukcyjna o przełożeniu 2,68 : 1. Osłony zespołu napędowego z kompozytu szklano-epoksydowego. Rozruch silnika elektryczny, system rozruchowy zdwojony.

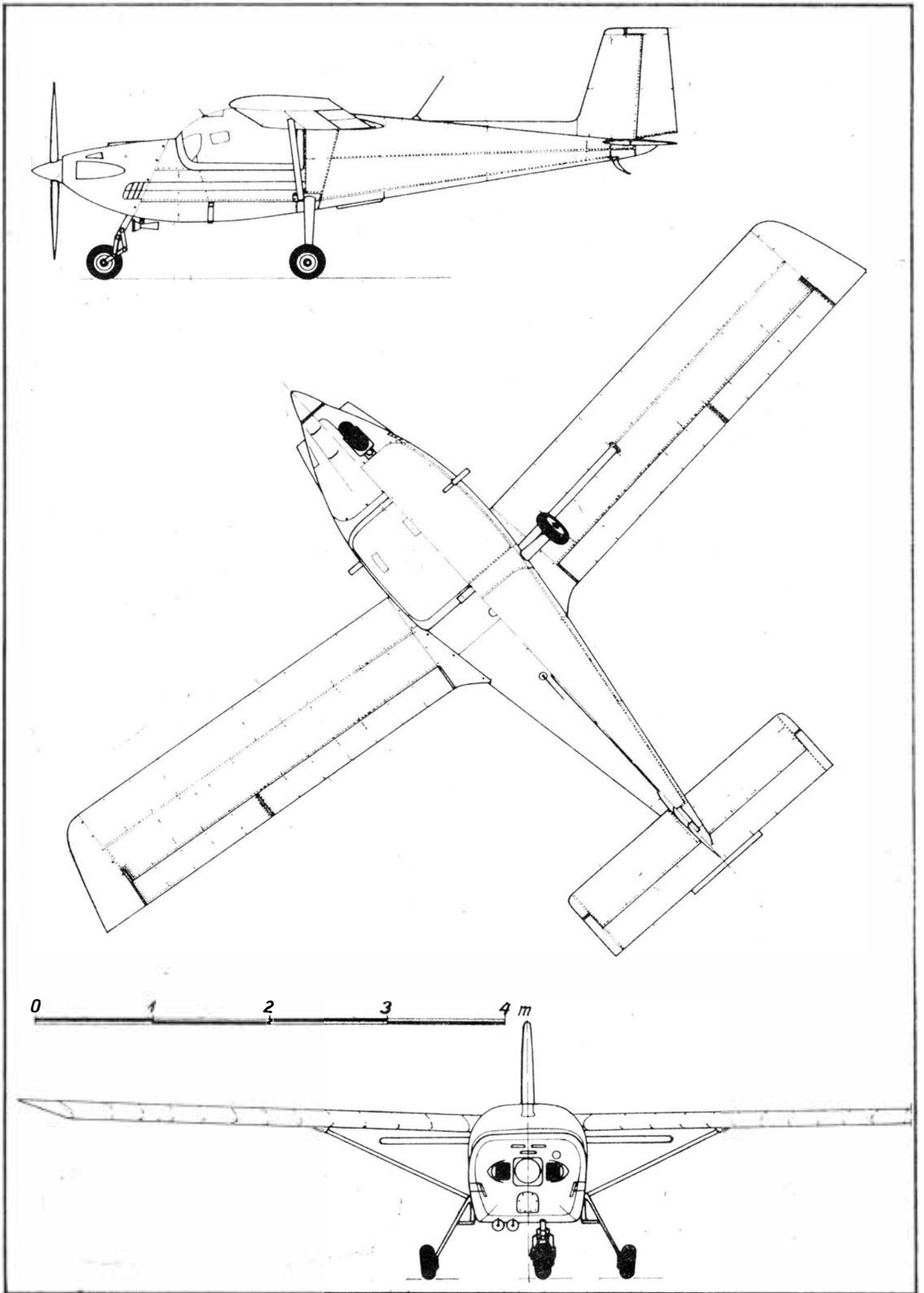
Instalacje. Paliwowa — zbiornik paliwowy z tworzywa sztucznego umieszczony na grzbiecie kadłuba zaabiną załogi, pojemność zbiornika 50 l, pompa paliwowa elektryczna, możliwość stosowania mieszanki paliwowej złożonej z benzyny Super i oleju w proporcji 40 : 1. Chłodnica — zbiornik mieszanki wodno-glikolowej o pojemności 4,5 l, chłodnica w tylnej części kadłuba. Elektryczna — prądnicą 11 A, akumulator.

Wyposażenie. Pojedynczy zestaw podstawowych przyrządów pilotażowo-nawigacyjnych i kontroli silnika przeznaczony do lotów VFR, możliwość zainstalowania radiostacji UHF. Przyrządy pokładowe ciśnieniowe zasilane (i napędzane) z dwóch dysz Venturi.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Inicjatorem powstania tego interesującego samolotu jest Richard Noble, znany rekordzista prędkości samochodu (1173,936 km/h). Prace nad projektem samolotu rozpoczął on w 1984 r. z pomocą Bruce Giddingsa i kilku innych konstruktorów lotniczych. Miejsce powstania projektu i budowy prototypu stała się miejscowość Sanddown na wyspie Wight. Silnik samolotu jest adaptacją silnika samochodowego (z samochodu wyścigowego) i uproszczony do maksimum, co pozwoliło na uzyskanie bardzo małej masy całego zespołu napędowego. Liczba osób zatrudnionych przy projekcie wzrastała w miarę postępu prac, dochodząc do osiemdziesięciu. Zbudowano od razu cztery prototypy. Pierwszy z nich oblatano 11 marca 1985 r. W 1985 r. przeprowadzono próby. W 1986 r. samolot otrzymał certyfikat wg wymagań BCAR (część K) w kategorii normalnej. Wg opinii pilotów samolot charakteryzuje się przyjemnym i poprawnym pilotażem oraz doskonałą widocznością z kabiny. Projektowana początkowo wielkość produkcji wynosiła 4 egz. miesięcznie, docelowa zaś — 250 egz. rocznie. Proponowana cena wynosiła 24 000 funtów w W. Brytanii i 100 000 marek w RFN. Jest przewidziane opracowanie wersji pływakowej i wersji przystosowanej do akrobacji oraz powiększenie zasięgu przez zastosowanie zbiorników podwieszanych. Samolot ARV Super 2 jest kolejnym, po znanym już samolocie Robin ATL, lekkim samolotem szkolno-treningowym nowej generacji, konstruowanym w myśl nieco zmienionych zasad sztuki konstruktorskiej, wysuwających na pierwszy plan ekonomikę eksploatacji.

| | |
|--|------------------------|
| Wydłużenie usterzenia poziomego | 5,25 |
| Masa własna | 288 kg |
| Masa paliwa maks. | 36 kg |
| Masa startowa | 499 kg |
| Masa zespołu napędowego (z układem chłodzenia) | 61 kg |
| Obciążenie powierzchni nośnej | 58,1 kg/m ² |
| Obciążenie mocy | 8,69 kg/kW |
| Prędkość dopuszczalna | 254 km/h |
| Prędkość maks. | 202 km/h |
| Prędkość przelotowa | 177 km/h |
| Prędkość ekonomiczna | 161 km/h |
| Prędkość min. bez kłap | 95 km/h |
| Prędkość min. z kłapami | 83 km/h |
| Wznieszenie maks. | 4,1 m/s |
| Zasięg maks. | 685 km |
| Rozbieg | 143 m |

T. M.



Użytkowanie wodnosamolotu (I) Seaplane operations (I)

- 1 — praktyka morską; sztuka marynarska
- 2 — zupełna cisza
- 3 — prędkość wiatru
- 4 — bryza lądowa
- 5 — wiatr wiejący do brzegu, w. od morza
- 6 — skala Beauforta
- 7 — cisza, sztil, flauta
- 8 — powiew
- 9 — słaby wiatr
- 10 — łagodny w.
- 11 — umiarkowany w.
- 12 — świeży w.
- 13 — silny w.
- 14 — bardzo silny w.
- 15 — gwałtowny w.
- 16 — wichura
- 17 — silna w.
- 18 — gwałtowna w.
- 19 — huragan
- 20 — fale
- 21 — grzbiet (fali)
- 22 — dolina (f.)
- 23 — wysokość fali
- 24 — długość f.
- 25 — okres f.
- 26 — prędkość f., szybkość f.
- 27 — piana
- 28 — pasma piany, smugi p. (w kierunku wiatru)
- 29 — układ fal
- 30 — fala wiatrowa
- 31 — fala martwa, rozkolys
- 32 — f. stłoczona, f. zbity
- 33 — f. stroma
- 34 — f. krótka
- 34 — stan morza
- 36 — skala Douglasa stanu morza
- 37 — morze spokojne
- 38 — morze spokojne
- 39 — m. lekko zmarszczone
- 40 — fala mała (krótka)
- 41 — morze lekko sfalowane
- 42 — fala mała (długa)
- 43 — morze sfalowane
- 44 — fala średnia (krótka)
- 45 — morze spienione
- 46 — fala średnia (przeciętnej długości)
- 47 — morze bardzo spienione
- 48 — fala średnia (długa)
- 49 — morze wzburzone
- 50 — fala duża (krótka)
- 51 — morze bardzo wzburzone
- 52 — fala duża (przeciętnej długości)
- 53 — morze ogromnie wzburzone
- 54 — fala duża (długa)
- 55 — morze maksymalnie wzburzone
- 56 — fala o maksymalnej wielkości
- 57 — pływy
- 58 — przypływ
- 59 — odpływ

K. D.

- 1 — seamanship
- 2 — flat calm, lull
- 3 — wind velocity
- 4 — land breeze, l. wind, offshore w.
- 5 — onshore w.
- 6 — Beaufort Scale
- 7 — 0 — calm
- 8 — 1 — light air
- 9 — 2 — l. breeze
- 10 — 3 — gentle b.
- 11 — 4 — moderate b.
- 12 — 5 — fresh b.
- 13 — 6 — strong b.
- 14 — 7 — moderate gale
- 15 — 8 — fresh g.
- 16 — 9 — strong g.
- 17 — 10 — whole g.
- 18 — 11 — violent storm
- 19 — 12 — hurricane
- 20 — waves
- 21 — crest (of sea)
- 22 — trough (of wave)
- 23 — wave height
- 24 — w. length
- 25 — w. period
- 26 — w. velocity
- 27 — foam, froth
- 28 — wind streaks
- 29 — wave pattern
- 30 — wind wave
- 31 — swell
- 32 — choppy sea
- 33 — steep wave
- 34 — short sea, short-crested sea, (wind) lop
- 35 — sea state
- 36 — Douglas Sea and Swell scale
- 37 — 0 — glassy water
- 38 — 0 — calm sea
- 39 — 1 — smooth water, s. sea, ripples (1 Douglas scale)
- 40 — 1 — low swell (short), (1 Douglas scale)
- 41 — 2 — slight sea, wavelets, (2 D. s.)
- 42 — 2 — low swell (long) (2 D. s.)
- 43 — 3 — moderate sea, (3 D. s.)
- 44 — 3 — moderate swell, (3 D. s.)
- 45 — 4 — rough sea, (4 D. s.)
- 46 — 4 — moderate swell (average length), (4 D. s.)
- 47 — 5 — very rough sea, (5 D. s.)
- 48 — 5 — moderate swell (long), (5 D. s.)
- 49 — 6 — tempestuous sea, heavy s., high s., (6 D. s.)
- 50 — 6 — heavy swell (short), (6 D. s.)
- 51 — 7 — very high sea, (7 D. s.)
- 52 — 7 — heavy swell (average length), (7 D. s.)
- 53 — 8 — precipitous sea, (8 D. s.)
- 54 — 8 — heavy swell (long) (8 D. s.)
- 55 — 9 — confused sea (9 D. s.)
- 56 — 9 — confused swell (9 D. s.)
- 57 — tides
- 58 — high tide, flood
- 59 — low tide, ebb

Wasserflugzeugbetrieb (I)

- 1 — Seemannschaft (f)
- 2 — Windstille (f)
- 3 — Windgeschwindigkeit (f)
- 4 — ablandiger Wind (m)
- 5 — auflandiger W.
- 6 — Beaufort Windstärke (f)
- 7 — Stille (f), Flaute (f), Stärke 0 nach Beaufort
- 8 — leiser Zug (m), (S. 1 nach B)
- 9 — (sehr) leichte Brise (f), flaeue B., (S. 2 nach B.)
- 10 — schwache Brise, leichte B., (S. 3 nach B.)
- 11 — mässige Brise, (S. 4 nach B.)
- 12 — frische Brise, (S. 5 nach B.)
- 13 — steife Brise, starker Wind (m), (S. 6 nach B.)
- 14 — steifer W., harter W., (S. 7 nach B.)
- 15 — stürmischer W., (S. 8 nach B.)
- 16 — Sturm (m), (Stärke 9 nach B.)
- 17 — schwerer Sturm, voller S., (Stärke 10 nach B.)
- 18 — orkanartiger S.; schwerer S., (11 nach B.)
- 19 — Orkan (m), (S. 12 nach B.)
- 20 — Wellen (fpl), Seen (fpl)
- 21 — Wellenkamm (m)
- 22 — Wellental (n)
- 23 — Wellenhöhe (f)
- 24 — Wellenlänge (f)
- 25 — Wellenperiode (f)
- 26 — Wellengeschwindigkeit (f)
- 27 — Schaum (m)
- 28 — Windstreifen (m)
- 29 — Wellensystem (n)
- 30 — Windwelle (f)
- 31 — Dünung (f)
- 32 — kabbeling See (f)
- 33 — steile S.
- 34 — kurze S.
- 35 — Seeverhältnisse (npl)
- 36 — Douglas-Code (n)
- 37 — Seegang (m) „glatt“, vollkommen glatte See (f), Stärke 0 nach Douglas-Code
- 38 — keine Dünung (f), (0 nach D.—C.)
- 39 — Seegang „sehr ruhig“, sehr ruhige See, (Stärke 1 nach D.—C.)
- 40 — niedrige, kurze oder mittlere Dünung, (1 nach D.C.)
- 41 — Seegang „ruhig“, ruhige See, (Stärke 2 nach D.C.)
- 42 — niedrige, lange Dünung, (2 nach D.—C.)
- 43 — Seegang „leicht bewegt“, l. bewegte See, (Stärke 3 nach D.—C.)
- 44 — mässige, kurze Dünung, (3 nach D.C.)
- 45 — Seegang „mässig bewegt“, m. bewegte See, (Stärke 4 nach D.—C.)
- 46 — mässige, mittlere Dünung, (4 nach D.—C.)
- 47 — Seegang „ziemlich grob“, z. grobe See, (Stärke 5 nach D.C.)
- 48 — mässige, lange Dünung (5 nach D.—C.)
- 49 — Seegang „grob“, grobe See, (Stärke 6 nach D.C.)
- 50 — schwere, kurze Dünung, (6 nach D.—C.)
- 51 — Seegang „hoch“, böhe See, (Stärke 7 nach D.—C.)
- 52 — schwere, mittlere Dünung, (7 nach D.—C.)
- 53 — Seegang „sehr hoch“, sehr böhe See, (Stärke 8 nach D.—C.)
- 54 — schwere, lange Dünung, (8 nach D.—C.)
- 55 — sehr schwere See, gewaltig s. S., wirr S., (Stärke 9 nach D.—C.)
- 56 — sehr schwere Dünung, wirre D., (9 nach D.—C.)
- 57 — Gezeiten (fpl)
- 58 — Flut (f), Tidenstieg (m)
- 59 — Ebbe (f), Tidenfall (m)

Эксплуатация гидросамолета (I)

- 1 — морская практика; морское дело искусство судовождения
- 2 — затишье
- 3 — скорость ветра
- 4 — ветер с суши
- 5 — морской в.
- 6 — шкала Бюфорта
- 7 — штиль, затишье (0 баллов)
- 8 — тихий ветер, очень легкий в. (1 балл)
- 9 — легкий в. (2 балла)
- 10 — слабый в. (3 балла)
- 11 — умеренный в. (4 балла)
- 12 — свежий в. с. бриз (5 баллов)
- 13 — сильный в. (6 баллов)
- 14 — крепкий в. (7 баллов)
- 15 — очень к. в. (8 баллов)
- 16 — шторм (9 баллов)
- 17 — сильный ш. (10 баллов)
- 18 — жестокий ш. (11 баллов)
- 19 — ураган (12 баллов)
- 20 — волны
- 21 — гребень (волны)
- 22 — впадина (в.), ложбина (в.), подошва (в.)
- 23 — высота в.
- 24 — длина в.
- 25 — период волн
- 26 — скорость в.
- 27 — пена
- 28 — (ветровые полосы, п. пены)
- 29 — система волн
- 30 — ветровая волна
- 31 — (мертвая) зыбь
- 32 — гонимая
- 33 — крутая волна
- 34 — короткая в.
- 35 — состояние моря
- 36 — (шкала Дугласа состояния моря)
- 37 — зеркальная поверхность, зеркальное море (0 баллов по Циммерману)
- 38 — штилевое м.
- 39 — волнение 1 балл (1 балл по Ц.)
- 40 — (волны низкие, короткие)
- 41 — спокойная поверхность, волнение 2 балла
- 42 — (волны, низкие, длинные)
- 43 — легкое волнение, в. 3 балла
- 44 — (волны средней высоты, короткие)
- 45 — усиленное волнение, в. 4 балла
- 46 — (волны средней высоты и длины)
- 47 — ясно выражаемое волнение, в. 5 баллов
- 48 — (волны средней высоты, длинные)
- 49 — крупная волна, волнение 6 баллов
- 50 — (волна высокая, короткая)
- 51 — высокие волны, сильное волнение, в. 7 баллов
- 52 — (волна высокая, средней длины)
- 53 — очень высокие волны, о. сильное волнение, в. 8 баллов
- 54 — (волна высокая, длинная)
- 55 — штормовая волна, исключительно сильное волнение, в. 9 баллов
- 56 — (самая высокая волна)
- 57 — приливно-отливное явление
- 58 — прилив
- 59 — отлив

Bezpieczeństwo w lotnictwie — określenia i klasyfikacja

inż. BRONISŁAW PALUCH

Definicja i określenia

Wyrażeń występujących w artykule użyto w oparciu o międzynarodowe normy i zalecenia dotyczące bezpieczeństwa lub badania wypadków lotniczych.

Zdarzenie — sytuacja zagrażająca bezpieczeństwu lub powodująca potencjalne obniżenie zdolności statku powietrznego do lotu.

Statek powietrzny (w skrócie SP) — urządzenie utrzymujące się w atmosferze wskutek wzajemnego oddziaływania jego konstrukcji i powietrza, innego rodzaju niż oddziaływanie przyziemnej poduszki powietrznej.

Czynnik — zjawisko, działanie, okoliczności, których wystąpienie lub brak wpływał na powstanie lub rozwój zdarzenia.

Skutek — następstwo działania czynników wewnętrznych lub zewnętrznych. Skutki dzielą się na:

nieznaczne — które mogą być natychmiast zlikwidowane odpowiednim działaniem załogi; powodują niewielki wzrost obciążenia załogi dodatkową pracą lub czynnościami, wywołują nieznaczne pogorszenie osiągnięć i właściwości lotnych SP, nieznacznie zmieniają warunki użytkowania SP,

poważne — które mogą być zlikwidowane przez normalnie wyszkoloną i przygotowaną załogę; powodują znaczny wzrost obciążenia załogi dodatkowymi czynnościami, znacznie pogarszają osiągi i właściwości lotne, znacznie ograniczają warunki użytkowania. Zezwalają jednak na kontynuowanie bezpiecznego lotu i użytkowania,

groźne — które wprowadzają niebezpieczny przyrost obciążenia załogi dodatkowymi czynnościami; niebezpiecznie pogarszają osiągi i właściwości lotne SP, niebezpiecznie ograniczają zakres użytkowania i wytrzymałość SP, stwarzają stan zagrożenia zdrowia i życia osób znajdujących się na pokładzie lub powodują poważne obrażenia ciała,

fatalne — które uniemożliwiają kontynuowanie lotu, powodują zniszczenie konstrukcji, śmierć i poważne uszkodzenie ciała osób znajdujących się na pokładzie SP.

Błąd — jeden z czynników będący wynikiem nieprawidłowego działania jednej lub wielu osób. Błędy dzielą się na:

- błędy w sposobie przygotowania i wykonania zadania,
- błędy w sposobie użytkowania i obsłudze techniki lotniczej,
- błędy w ocenie sytuacji,
- błędy w sposobie usuwania sytuacji awaryjnych,
- błędy w ocenie i przekazywaniu informacji,
- błędy w ocenie limitu czasu.

Błędne działanie załogi — pojedynczy błąd lub kilka błędów popełnionych przez jednego lub więcej członków załogi.

Awaria — zdarzenie, w którym część, części, zespoły lub instalacje SP przestały funkcjonować prawidłowo i stały się niezdadne do pracy. Rozróżniamy awarie: pojedyncze; złożone, składające się z kilku niezależnych awarii jednego urządzenia; złożone z kilku niezależnych awarii więcej niż jednego urządzenia; z uwzględnieniem: jakiegokolwiek nie wykrytej awarii, która już istniała; dalszych awarii, których należy się spodziewać w następstwie awarii istniejącej.

Wypadek lotniczy — zdarzenie związane z użytkowaniem SP (które zaistniało od chwili, gdy choćby jedna osoba weszła na pokład z zamiarem odbycia lotu do chwili opuszczenia przez ostatnią osobę pokładu SP), podczas którego:

— jakkolwiek osoba doznała poważnych lub śmiertelnych obrażeń ciała w związku z powyższym (lub na) danym SP, lub przy bezpośrednim zetknięciu się z tym SP, lub też z jakimkolwiek przedmiotem przytwierdzonym do niego,

— uległa zniszczeniu konstrukcja SP lub została poważnie uszkodzona, co wpłynęło na obniżenie jej wytrzymałości, zmianę technicznych lub aerodynamicznych właściwości SP i konieczność naprawy głównej lub wymiany uszkodzonych części,

— SP zaginął bez wieści i nie ustalono miejsca jego szczątków lub znajduje się w takim miejscu, do którego dostęp jest niemożliwy.

Do wypadku lotniczego nie zalicza się:

— śmierci w następstwie przyczyn patologicznych, śmiertelnych lub poważnych obrażeń ciała osób znajdujących się na pokładzie zadanych samemu sobie lub spowodowanych przez osoby trzecie, a także śmiertelnych lub poważnych obrażeń ciała osób personelu pomocniczego, mających miejsce przed lub po locie, lub osób nie związanych z bezpośrednią obsługą SP, a także osób nie mających ważnego biletu lotniczego,

— uszkodzeń lub zniszczenia zespołów napędowych SP, kół podwozia, układów hamowania, odpadnięcia od SP części lub elementów konstrukcji, drobnych uszkodzeń lub przebieg pokrycia, jeżeli nie doprowadziły do groźnych lub fatalnych skutków.

Poważne lub ciężkie obrażenia ciała — obrażenia ciała w następstwie wypadku, które:

- zagrażają utratą życia lub zdrowia,
- wymagają leczenia szpitalnego w okresie dłuższym niż 48 h, przy czym leczenie może być rozpoczęte w czasie 7 dni od doznania obrażeń,
- powodują złamanie kości z wyjątkiem prostych złamań palców, rąk, nóg lub nosa,
- doprowadzają do ran szarpanych, uszkodzeń mięśni, nerwów, ścięgien lub silnych krwawień,
- są przyczyną uszkodzeń jakichkolwiek organów wewnętrznych lub wewnętrznnych,
- są przyczyną oparzeń II i III stopnia lub oparzeń obejmujących więcej niż 5% powierzchni ciała.

Wypadek naziemny — zdarzenie powstałe w czasie obsługi SP, które zaistniało od chwili, gdy choćby jedna osoba weszła na pokład bez zamiaru wykonania lotu do chwili opuszczenia przez ostatnią osobę pokładu i podczas którego wystąpiły okoliczności podobne w skutkach do wypadku lotniczego.

Wypadek nadzwyczajny (lotniczy) — zdarzenie mające cechy wypadku lotniczego, które wystąpiło w szczególnych okolicznościach (patrz klasyfikacja zdarzeń).

Wydarzenie lotnicze (zwane także przesłanką do wypadku) zdarzenie powstałe w podobnych okolicznościach jak wypadek lotniczy, które wprowadziło zagrożenie lub mogło zagrazić bezpieczeństwu lotu i przy zbiegu niesprzyjających okoliczności mogło doprowadzić do wypadku lotniczego.

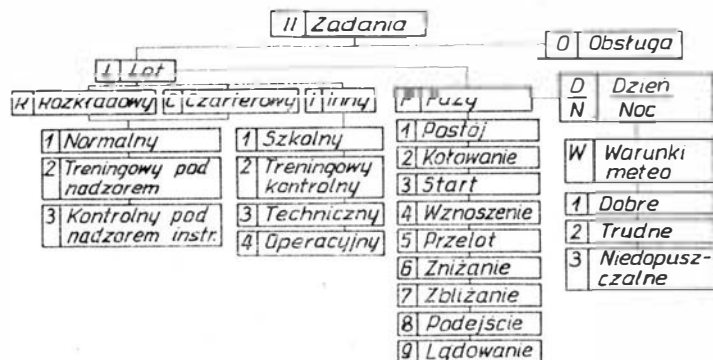


Rys. 1. Klasyfikacja zdarzeń

Drobne uszkodzenia — drobne uszkodzenia konstrukcji SP, które wystąpiły w procesie eksploatacji. Badania okoliczności i przyczyn ich powstania są zalecane ze względu na bezpieczeństwo i ekonomikę transportu lotniczego.

Przyczyna — przyczynami zdarzenia mogą być działania lub ich brak, uchybienia, okoliczności, warunki lub czynniki, które w rozpatrywanym postępowaniu doprowadziły do wypadku lub wydarzenia.

System — zespół elementów wzajemnie współdziałających i związanych funkcyjnie z wykonywaniem lub zabezpieczeniem lotów.



Rys. 2 Klasyfikacja wg okoliczności zdarzeń

System załoga-SP — zespół elementów zapewniających prawidłowe współdziałanie załogi w kierowaniu lotem SP, obsługą i wykorzystywaniem jego urządzeń i wyposażenia. Sprawnie działający system powinien m.in. zapewnić korekcję własnych błędów, zapobiec awarii SP lub wpływowi groźnych czynników środowiska zewnętrznego przez odpowiednio wczesne wykrycie, prawidłową ocenę sytuacji, podjęcie właściwych decyzji i wydanie poleceń.

Badanie wypadku — proces obejmujący działania prowadzone w celu zapobiegania podobnym przypadkom w przyszłości i obejmujący zbiór informacji, analizę okoliczności i przyczyn zdarzenia oraz wnioski i zalecenia odnośnie do bezpieczeństwa lotniczego.

Klasyfikacja zdarzeń

Każde zdarzenie związane z eksploatacją SP, niezależnie od następstw, powinno być dokładnie zbadane i odpowiednio sklasyfikowane w celu wyciągnięcia wniosków profilaktycznych. Klasyfikacji dokonuje się w zależności od rodzaju, następstw, okoliczności i przyczyn powstania.

Klasyfikacja wg rodzaju zdarzenia (rys. 1)

Zdarzenia dzielą się na lotnicze i naziemne:

- wypadki lotnicze,
- wypadki naziemne,
- wypadki nadzwyczajne,
- wydarzenia (przesłanki do wypadków),
- drobne uszkodzenia SP.

Klasyfikacja wg następstw zdarzenia

Klasyfikacja wg następstw obejmuje:

- Wypadki lotnicze, naziemne i nadzwyczajne ze skutkami śmiertelnymi, zwane dalej „katastrofami”, w wyniku których chociażby jedna osoba poniosła obrażenia śmiertelne lub śmierć nastąpiła w czasie 48 godz. od chwili wypadku; SP wraz z osobami znajdującymi się na jego pokładzie zaginął bez wieści i akcja poszukiwawcza została zakończona.

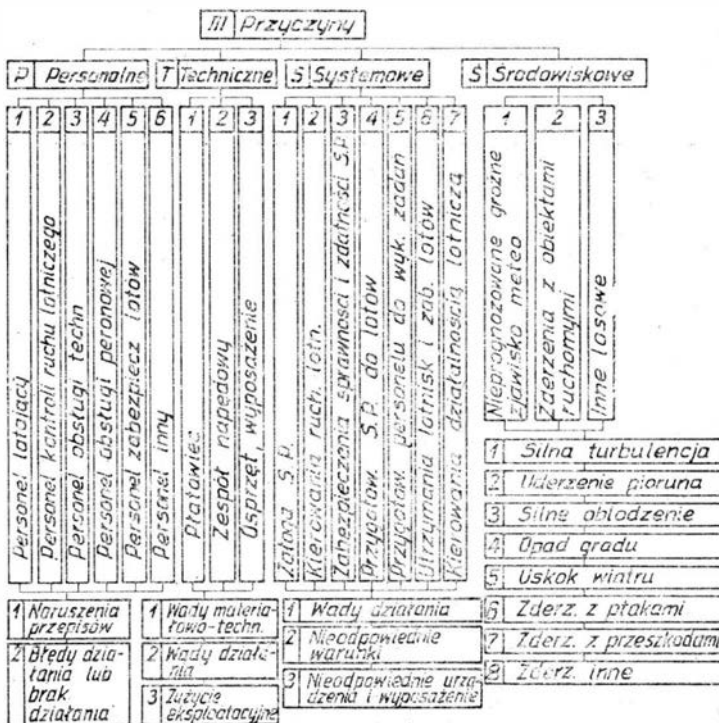
- Wypadek, zwany awarią ze skutkami zniszczenia SP, w wyniku którego nastąpiła jedna z następujących okoliczności:

- SP został uszkodzony w stopniu, który wyklucza możliwości jego naprawy z technicznego lub ekonomicznego punktu widzenia,
- SP lądował przymusowo w miejscu, z którego jego odzyskanie jest technicznie niemożliwe lub nieopłacalne.

- Wypadek ze skutkami poważnego uszkodzenia SP, zwany dalej „uszkodzeniem”, którego naprawa jest możliwa i ekonomicznie uzasadniona. Po dokonaniu naprawy SP będzie mógł być dopuszczony do normalnej eksploata-

cji. Możliwość dokonania naprawy ustala komisja techniczna z udziałem odpowiedzialnego przedstawiciela zakładu remontowego lub producenta.

- Wypadki nadzwyczajne, które powstały w wyniku:
 - działalności terrorystycznej lub sabotażowej,
 - zawładnięcia i użytkowania SP przez osoby postronne lub nieuprawnione,
 - działania czynników zewnętrznych i spowodowały śmierć chociażby jednej osoby po opuszczeniu SP w wyniku utonięcia, głodu, pragnienia, zimna itp.,
 - innych wypadków w podobnych okolicznościach.
- Zdarzenia lotnicze (przesłanki), które wg zmodyfikowanej klasyfikacji opracowanej przez przedsiębiorstwa lotnicze — członków Umowy Berlińskiej dzielą się na:
 - pożar na SP,
 - uszkodzenia lub awarie podstawowych układów sterowania SP,
 - lądowanie z uszkodzonym lub częściowo wypuszczonym podwoziem,
 - awarie lub uszkodzenia zespołu lub zespołów napędowych wymagające wyłączenia ich podczas lotu,
 - awarie lub uszkodzenia wyposażenia pilotażowo-nawigacyjnego,
 - awarie lub uszkodzenia instalacji klimatyzacyjnej,
 - awarie lub uszkodzenia podstawowych instalacji elektrycznych,
 - utrata łączności radiowej,
 - utrata orientacji w locie,
 - lądowanie poza drogą lub wypadnięcie SP z drogi startowej,
 - choroby i niedyspozycje członka(ów) załogi w czasie wykonywania zadania,
 - naruszenia przepisów, procedur, zasad użytkowania SP w czasie lotu,
 - naruszenia minimów meteorologicznych do startu i lądowania,
 - naruszenia ograniczeń eksploatacyjnych — SP — twarde lądowania itp.,
 - naruszenia zasad załadunku i wyważenia SP,
 - naruszenia zasad obsługi technicznej i przygotowania SP do wykonania lotu,
 - niebezpieczne zjawiska meteorologiczne — silna turbulencja, oblodzenie, opad gradu, uderzenie pioruna w SP itp.,
 - nieprawidłowości w kierowaniu ruchem lotniczym i działaniu pomocy nawigacyjnych,
 - nieprawidłowości w przygotowaniu lotnisk i zabezpieczeniu lotów,
 - zderzenia SP z ptakami,
 - zderzenia lub niebezpieczeństwo zderzenia się SP z przeszkodami naziemnymi,
 - zagrożenia terrorystyczne i sabotażowe.



Rys. 3. Klasyfikacja przyczyn

Klasyfikacja wg okoliczności zdarzeń (rys. 2)

Podziału dokonuje się zazwyczaj w zależności od:

- rodzaju wykonywanego zadania lub jego części, w którym nastąpiło zdarzenie,
- czasu i miejsca powstania zdarzenia,
- warunków meteorologicznych,
- innych okoliczności mających wpływ na zdarzenie.

Klasyfikacja zdarzeń wg przyczyn ich powstania (rys. 3)

Przyjęto następujący podział przyczyn zdarzeń:

● Personalne — dotyczące jednej osoby odpowiedzialnej lub grupy osób ściśle związanej z wykonywaniem danego zadania. Przyczyny te powstają głównie w wyniku:

- naruszenia przepisów — instrukcji technologii, zasad lub poleceń służbowych,
- błędów działania lub braku działań w sytuacji normalnej lub awaryjnej.

Przyczyny personalne dzielone są na poszczególne grupy personelu lotniczego i pomocniczego.

● Techniczne — powstałe w wyniku:

- wad technologicznych lub materiałowych,
- wad konstrukcyjnych lub niskiej niezawodności sprzętu lotniczego,
- zużycia eksploatacyjnego.

Ww. przyczyny techniczne mogą dotyczyć części lub zespołów SP.

● Systemowe — powstałe w związku z nieprawidłowym funkcjonowaniem systemu transportu lotniczego i jego

podsystemów bezpośrednio związanych z zabezpieczeniem lotów. Nieprawidłowości te dotyczą głównie:

- organizacji i działania,
- warunków, w których funkcjonuje system,
- wyposażenia, którym dysponuje personel,
- przepisów i norm niezbędnych do prawidłowego funkcjonowania systemu.

Z bezpieczeństwem są związane następujące podsystemy:

- załoga SP,
- kierowanie ruchem lotniczym,
- zabezpieczenia sprawności i zdatności SP do lotu,
- przygotowania SP do lotu,
- utrzymania lotnisk i zabezpieczenia startów i lądowań SP,
- przygotowania personelu do wykonywania zadań,
- kierowania działalnością lotniczą.

● Środowiskowe — powstałe w wyniku wystąpienia nie prognozowanych i niespodziewanych groźnych zjawisk meteorologicznych lub niemożliwych do uniknięcia zderzeń SP z przeszkodami lub obiektami ruchomymi, innymi niż SP. Zalicza się do nich:

- silną turbulencję,
- uderzenie pioruna w SP,
- opad gradu,
- silne oblodzenie,
- uskok wiatru,
- zderzenie z ptakami,
- zderzenie z przeszkodami lub innymi obiektami ruchomymi,
- inne losowe.

cd. ze s. 24

ZUSAMMENFASSUNGEN

DANILECKI S.: Vor- und Nachteile des Geschlossenen Flügels (I). TLiA, XLIII Jhrg., 1988, H. 9, S. 4

Es werden Probleme erörtert, die bei dem Bau eines Flugzeuges mit sog. Geschlossenem Flügel auftreten. Die Darstellung umfasst Probleme, vorwiegend konstruktive, und es wird auch versucht die Vor- und Nachteile dieser Flügelanordnung zu beurteilen.

KRÓL R.: Einfluss der Parameter bei der Aufkohlung und Wärmebehandlung auf die Struktur und Schlagfestigkeit des aufgekohlten Stahls. TLiA, XLIII Jhrg., 1988, H. 9, S. 8

In dem Aufsatz wird der Einfluss solcher Faktoren, wie die Stärke der aufgekohlten Schicht, die Art des Härtens, die mechanische Kerbwirkung, die Konzentration der Kohle auf der Oberfläche und ihre Verteilung quer zur Schicht, die Temperatur des Ausglühens und die

innere Oxydation, auf die aufgekohlte Schicht erwogen. Ausserdem wird eine umfangreiche Literatur zu diesem Thema angeführt.

BŁĄZEJEWICZ T., AMBROZIAK K.: Untersuchungsmethoden der im Flugzeugbau verwendeten Gummierzugnisse. TLiA, XLIII Jhrg., 1988, H. 9, S. 19

Es werden Untersuchungsmethoden zur Beurteilung der Änderungen der Verwendungseigenschaften der Flugzeuggummierteile während des Betriebes beschrieben.

WITKOWSKI R.: Hubschrauber sind achtzig Jahre alt (VI). TLiA, XLIII Jhrg., 1988, H. 9, S. 21

Es wird die Geschichte des Entstehens und der Versuche des Hubschraubers VS-300 von I. I. Sikorski im Jahre 1939 dargestellt.

СОДЕРЖАНИЯ

ДАНИЛЕЦКИ С.: Замкнутое крыло — достоинства и недостатки (I ч.). TLiA, T. 43, 1988 г., № 9, с. 4

Описаны некоторые проблемы, связанные с постройкой самолета с так называемым замкнутым

крылом. Автор показывает сложность задачи в области проектирования, предпринимает также попытку оценить достоинства и недостатки такой компоновки.

КРУЛЬ Р.: Влияние параметров процесса цементации и термической обработки на структуру и ударную вязкость цементированной стали. TLiA, T. 43, 1988 г., № 9, с. 8.

Автор показывает влияние на свойства цементированной стали таких факторов, как толщина цементированного слоя, способ закалки, воздействие надреза, поверхностная концентрация угля и его поперечное распределение, температура отпуска и внутренняя оксидация. Приводится богатая техническая литература, связанная с темой.

БЛАЖЕВИЧ Т., АМБРОЗЯК К.: Методы испытаний резиновых изделий, применяемых в авиации. TLiA, T. 43, 1988 г., № 9, с. 19

Описаны эксплуатационные методы испытаний резиновых изделий, применяемых в авиации.

ВИТКОВСКИ Р.: Восемьдесят лет вертолетов (IV ч.). TLiA, T. 43, 1988 г., № 9, с. 21.

Описана история постройки и испытания VC-300, построенного И. И. Сикорским в 1939 г.

Warunki prenumeraty na 1989 rok

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

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

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

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. 1104, 00-950 Warszawa, tel. 40-00-21 w. 248, 293, 297, 299 lub 40-30-86 i 40-35-89.

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

Wstępna cena prenumeraty TLiA na 1989 r., kwartałna normalna 900 zł, kwartałna 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, prenumeratory są zobowiązani do dopłaty różnicy cen.

Metody badań wyrobów gumowych stosowanych w lotnictwie

Mgr inż. TERESA BŁĄŻEJEWICZ
Mgr inż. KRZYSZTOF AMBROZIAK
Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych

Przyczyną pogarszania się właściwości użytkowych wyrobów gumowych są procesy starzeniowe, zachodzące nieprzerwanie od chwili wyprodukowania wyrobu aż do zakończenia jego eksploatacji. Proces starzenia jest spowodowany zachodzącymi w elastomerze reakcjami degradacji i sieciowania. Czynniki inicjującymi mogą być naprężenia i odkształcenia mechaniczne, temperatura, ozon bądź agresywne chemicznie środowisko. W zależności od dominacji danego czynnika, procesy starzeniowe można pozielić na: starzenie chemiczne, termiczne i mechaniczne. Prędkości i mechanizm procesów starzeniowych zmieniają się z warunkami użytkowania. Podczas magazynowania występuje w zasadzie tylko atmosferyczne starzenie gumy, tj. utlenianie pod wpływem tlenu i ozonu zawartych w powietrzu. W eksploatacji wyroby są narażone na działanie agresywnych ośrodków pracy, zmienne temperatury i obciążenia, a ponadto podlegają różnorodnym odkształceniom. Naprężenia przez osłabienie wiązań sieci mogą aktywować procesy termooksydacyjne albo przez rozrywanie makrocząsteczek inicjować łańcuchowe procesy chemiczne, prowadzące do głębokich zmian w strukturze i właściwościach materiału.

Metody badania odporności gumy na starzenie

Badania starzenia gumy można prowadzić w warunkach naturalnych i w warunkach przyspieszonych. Określona metoda badania obejmuje zwykle wpływ poszczególnych czynników, których działanie w przypadku badań przyspieszonych jest znacznie intensywniejsze niż w warunkach naturalnych. W badaniach przyspieszonych intensyfikuje się jeden lub więcej czynników, np. temperaturę i stężenie tlenu, stężenie ozonu itp. Stosowane obecnie metody badania starzenia w warunkach przyspieszonych można podzielić na następujące grupy:

- starzenie ciepło-tenowe,
- odporność na działanie ozonu,
- odporność na działanie światła.

Ze względu na niezadowalającą korelację pomiędzy starzeniem naturalnym i przyspieszonym, stosunkowo często prowadzi się badania odporności na starzenie w naturalnych warunkach atmosferycznych. Próby ustalenia ściślejszej zależności między wynikami starzenia naturalnego i przyspieszonego nawet w przypadku pospolitej próby Geera dotychczas zawiodą [1]. Omawiane metody przyspieszonych badań starzenia odnoszą się do próbek gumowych o ściśle określonych wymiarach. Są stosowane głównie przy badaniu nowych mieszanek gumowych wdrażanych do produkcji oraz kontroli parametrów w produkcji. W przypadku wyrobów gumowych stosowanych w lotnictwie wojskowym powyższe metody mają zastosowanie przy badaniu starzenia wyrobów magazynowanych.

Badania starzenia wyrobów gumowych przechowywanych w magazynie

Wyroby gumowe są przechowywane albo w stanie swobodnym jako części zapasowe, albo w stanie naprężonym jako elementy składowe zespołów (agregatów); w obu przypadkach są chronione przed bezpośrednim działaniem światła i podwyższonych temperatur. Można więc przyjąć, że starzenie w warunkach magazynowania jest procesem powolnego utleniania gum w stanie swobodnym lub naprężonym. W wyniku procesu starzenia zmieniają się właściwości gumy. Zmiany mogą przebiegać wg różnych równań kinetycznych. W stałej temperaturze szybkość starzenia jest stała. Jej wartość określa się jako tangens kąta nachylenia prostych, charakteryzujących zmianę badanego wskaźnika do odpowiednich współrzędnych. Ze wzrostem temperatury wzrasta szybkość starzenia bez zasadniczej zmiany jej charakteru (w zakresie temperatur umiarkowanych). Starzenie gum jest reakcją chemiczną, o kinetyce której decyduje głównie energia aktywacji. Jest to taka

ilość energii, która powinna być dostarczona z zewnątrz, aby spowodować określoną szybkość reakcji. Szybkość reakcji jest związana z energią aktywacji następującą zależnością:

$$K = A e^{-\frac{E}{RT}} \quad (1)$$

gdzie:

- K — stała szybkość reakcji,
- E — pozorna energia aktywacji procesu,
- A — stała wielkość,
- T — temperatura, K ,
- R — stała gazowa.

Przez zlogarytmowanie tego równania otrzymuje się zależność:

$$\ln K = \ln A - \frac{E}{R} \cdot \frac{1}{T} \quad (2)$$

z której widać, że stała szybkość reakcji zmienia się liniowo ze zmianą temperatury, a kąt nachylenia prostej zależy od wartości E/R . W równaniu (1) zależność wyrażenia

$e^{-\frac{E}{RT}}$ od temperatury jest wielkością stałą, ponieważ iloczyn współrzędnych każdego punktu na krzywej są stałe i stosunek stałych szybkości reakcji k_1, k_2 jest równy stosunkowi czasów reakcji t_1, t_2 . Podstawiając $\frac{k_1}{k_2} = \frac{t_1}{t_2}$ do zależności (1) otrzymuje się dla temperatury T_1 i T_2 :

$$\frac{t_1}{t_2} = e^{-\frac{E}{R} \left(\frac{1}{T_2} - \frac{1}{T_1} \right)} \quad (3)$$

Po zlogarytmowaniu wyrażenia (3) i zamianie na logarytm dziesiętny można obliczyć energię aktywacji z zależności:

$$E = \frac{(\lg t_2 - \lg t_1) \cdot 4,575}{\frac{1}{T_2} - \frac{1}{T_1}} \quad (4)$$

Energia aktywacji dla danej gumy jest wartością stałą (w temperaturach umiarkowanych) i nie zmienia się ze wzrostem temperatury reakcji, w odróżnieniu od temperaturowego współczynnika szybkości starzenia. Ponieważ logarytm stałej szybkości reakcji zmienia się liniowo z temperaturą, na podstawie równania (1) powstaje zależność

$\ln K$ od $\frac{1}{T}$ i przez ekstrapolację prostej określa się szybkość starzenia przy żądanej temperaturze. Znając tangens kąta nachylenia tej prostej, można obliczyć wielkość energii aktywacji procesu starzenia gumy z zależności $E = 4,575 \lg \beta$.

Określenie trwałości gumy metodą przyspieszonego starzenia

Metoda opiera się na zasadzie ekstrapolacji i sprowadza się do przeliczania szybkości starzenia gumy przy podwyższonych temperaturach na temperatury żądane, np. temperaturę magazynowania ($20 \pm 5^\circ\text{C}$). Przy stosowaniu tej metody należy wybrać wskaźniki, które zmieniają się w procesie starzenia dostatecznie wyraźnie i jednostajnie. W zależności od warunków przechowywania, starzenie gumy prowadzi się w stanie naprężonym lub swobodnym, przynajmniej w trzech-czterech temperaturach z przedziałem 20°C [4].

Eksperymentalny sposób oznaczania szybkości starzenia polega na określeniu jakiejś właściwości w zależności od temperatury i czasów starzenia. Do badanych właściwości należą najczęściej: wytrzymałość na rozciąganie, wydłużenie względne, odkształcenie trwałe oraz naprężenie dla

próbek w stanie naprężonym. Trwałe odkształcenie powstające w gumie jako rezultat peizania można wyrazić wzorem:

$$E_w = \frac{E_{tr}}{E} \quad (5)$$

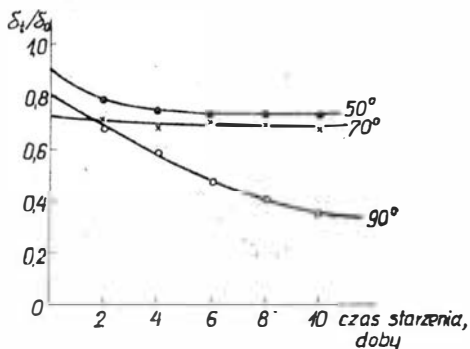
gdzie:

$$E_w \text{ — względné trwałe odkształcenie,}$$

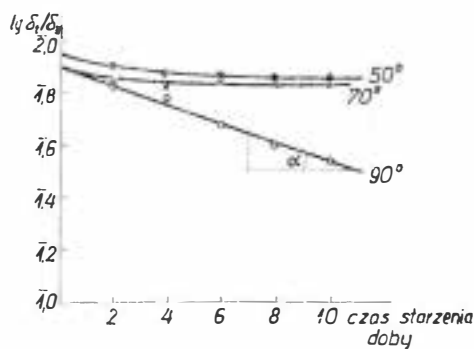
$$E_{tr} \text{ — odkształcenie trwałe} = \frac{h_0 - h_2}{h_0},$$

$$h_0 \text{ — wyjściowa wysokość próbki, mm,}$$

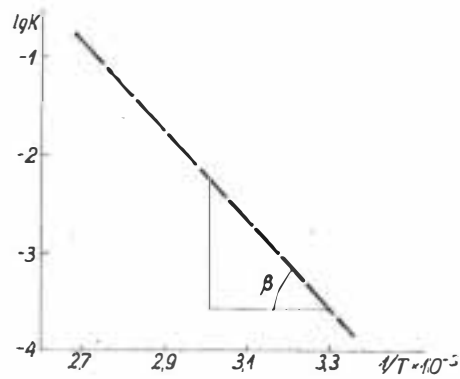
$$E \text{ — odkształcenie wstępne} = \frac{h_0 - h_1}{h_0}$$



Rys. 1. Kinetyka relaksacji naprężeń w gumie przy starzeniu termicznym



Rys. 2. Zależność $\lg \delta_t/\delta_0$ od czasu starzenia



Rys. 3. Zależność $\lg K$ od temperatury

h_1 — wysokość próbki wstępnie odkształconej, mm,
 h_2 — wysokość próbki trwałe odkształconej, mm.

Trwałe odkształcenia obniżają zdolność materiału do sprężystego powrotu poodkształceniowego. Związek między sprężystym powrotem poodkształceniowym i trwałym odkształceniem określa zależność:

$$K = 1 - \frac{E_{tr}}{E} \quad (6)$$

Podstawiając ze wzoru (5) wartości $E_{tr} = \frac{h_0 - h_2}{h_0}$ i $E =$

$$\frac{h_0 - h_1}{h_0} \text{ otrzymuje się: } K = \frac{h_2 - h_1}{h_0 - h_1}$$

gdzie: K — współczynnik sprężystego powrotu poodkształceniowego.

Współczynnik K zmniejsza się ze wzrostem temperatury i czasu obciążenia gumy, natomiast trwałe odkształcenie wzrasta. W wyniku trwałego odkształcenia następuje spadek naprężeń w gumie. Zależność tę określa równanie:

$$\frac{\delta_t}{\delta_0} = \frac{E - E_{tr}}{E} = K$$

lub

$$\delta_t = \delta_0 K$$

gdzie:

δ_0 — początkowe naprężenie w gumie,
 δ_t — naprężenie po czasie t w określonej temperaturze

$$K = 1 - E_{tr}$$

Z tego wzoru wynika, że spadek naprężenia w czasie t jest proporcjonalny do współczynnika K .

Badaniom poddano trzy gatunki gum nitylowych. Na rys. 1÷3 przedstawiono uzyskane (dla gumy 0031÷0031/65) doświadczalne krzywe relaksacji naprężeń w temp. 50, 70 i 90°C. Z tych zależności wyznaczono stałą szybkość relaksacji dla poszczególnych temperatur (rys. 1 i 2):

$$K = 2,3 \text{ tga}$$

Następnie w celu wyliczenia stałej szybkości przy temp. 25°C znaleziono eksperymentalnie wartość K przedstawioną graficznie w układzie współrzędnych w postaci zależności $\lg K$ od $1/T$ (rys. 3). Okresy trwałości badanych gum wyliczone na podstawie wartości eksperymentalnych zawierają się w granicach 2,5÷14 lat. Ze względu na dość rozbieżne okresy trwałości, wyniki te powinny być porów-

nane z wielkościami uzyskanymi w naturalnych warunkach starzenia.

Metody badań wyrobów gumowych eksploatowanych w lotnictwie

Podczas eksploatacji w warunkach dynamicznych, właściwości gumy pogarszają się w większym stopniu niż przy obciążeniach statycznych. Różnica polega nie tylko na prędkości, lecz i ukierunkowaniu zmian, gdyż zmęczenie mechaniczne daje efekty anizotropowe. Można więc mówić o istnieniu co najmniej kilku typów starzenia: mechanicznego, cieplnego i chemicznego. Obserwowany, często niejednakowy, stopień zniszczenia wyrobów pochodzących nawet z tej samej partii produkcyjnej tłumaczy się różno-

rodnością kombinacji tych czynników i intensywnością ich działania. Ze względu na różnorodność czynników powodujących starzenie zbiorników, przewodów gumowych eksploatowanych w oprzyrządowaniu lotniczym, jest niemożliwe określenie korelacji między starzeniem naturalnym a starzeniem przyspieszonym. Badania starzeniowe wyrobów gumowych eksploatowanych w oprzyrządowaniu lotniczym prowadzi się najczęściej w warunkach normalnej eksploatacji.

Badania eksploatacyjne polegają na ocenie stanu technicznego wyrobów gumowych wycofanych po różnych okresach eksploatacji. Ocena stanu technicznego po eksploatacji jest niełatwa, gdyż złożoność warunków i charakter pracy powodują różnorodne postacie niszczenia wyróbów, często trudne do wykrycia. Nie wystarczy sama znajomość zmian fizycznych materiału, ale trzeba znać metody umożliwiające wykrycie wad w strukturze materiału. Rodzaje i metody badań trzeba opracować indywidualnie dla danej grupy wyrobów na podstawie analiz warunków pracy i znajomości ewentualnych skutków ich destrukcyjnego działania.

Badania trwałości gumowych zbiorników paliwowych

Jak już wspomniano wcześniej, badania eksploatacyjne i ocena stanu technicznego wyrobów gumowych są opracowywane dla poszczególnych grup wyrobów.

Poniżej przedstawiono metodę badań gumowych zbiorników paliwowych. Badania eksploatacyjne zbiorników gumowych prowadzono w wybranej grupie samolotów. Badania te polegały na określeniu stanu technicznego wyrobu po różnych okresach eksploatacji. Stan techniczny zbiorników określano w następujący sposób:

— dwa razy w roku sprawdzano szczelność instalacji paliwowej samolotu,

— raz w roku dokonywano przeglądu technicznego zbiorników, polegającego na sprawdzeniu wizualnym i przy użyciu światłowodu stanu powierzchni gumy, armatury gumowo-metalowej przy opróżnionej instalacji paliwowej i odkrytych lukach technologicznych,

— w okresie remontów samolotów dokonywano komisyjnych przeglądów powierzchni zbiorników i sprawdzano szczelność powietrzem. Badania komisyjne odbywały się po upływie 6÷8 lat eksploatacji zbiorników,

— w zbiornikach wycofanych z eksploatacji, wykonywano badania materiałowe gumy wewnętrznej. Badania materiałowe obejmowały parametry fizykomechaniczne zawarte w warunkach technicznych obowiązujących dla nowych wyrobów. Właściwości fizykomechaniczne oznaczane dla gumy zbiorników badanych są następujące:

— wytrzymałość na rozciąganie,

Osiemdziesiąt lat śmigłowców (VI)

Mgr inż. RYSZARD WITKOWSKI

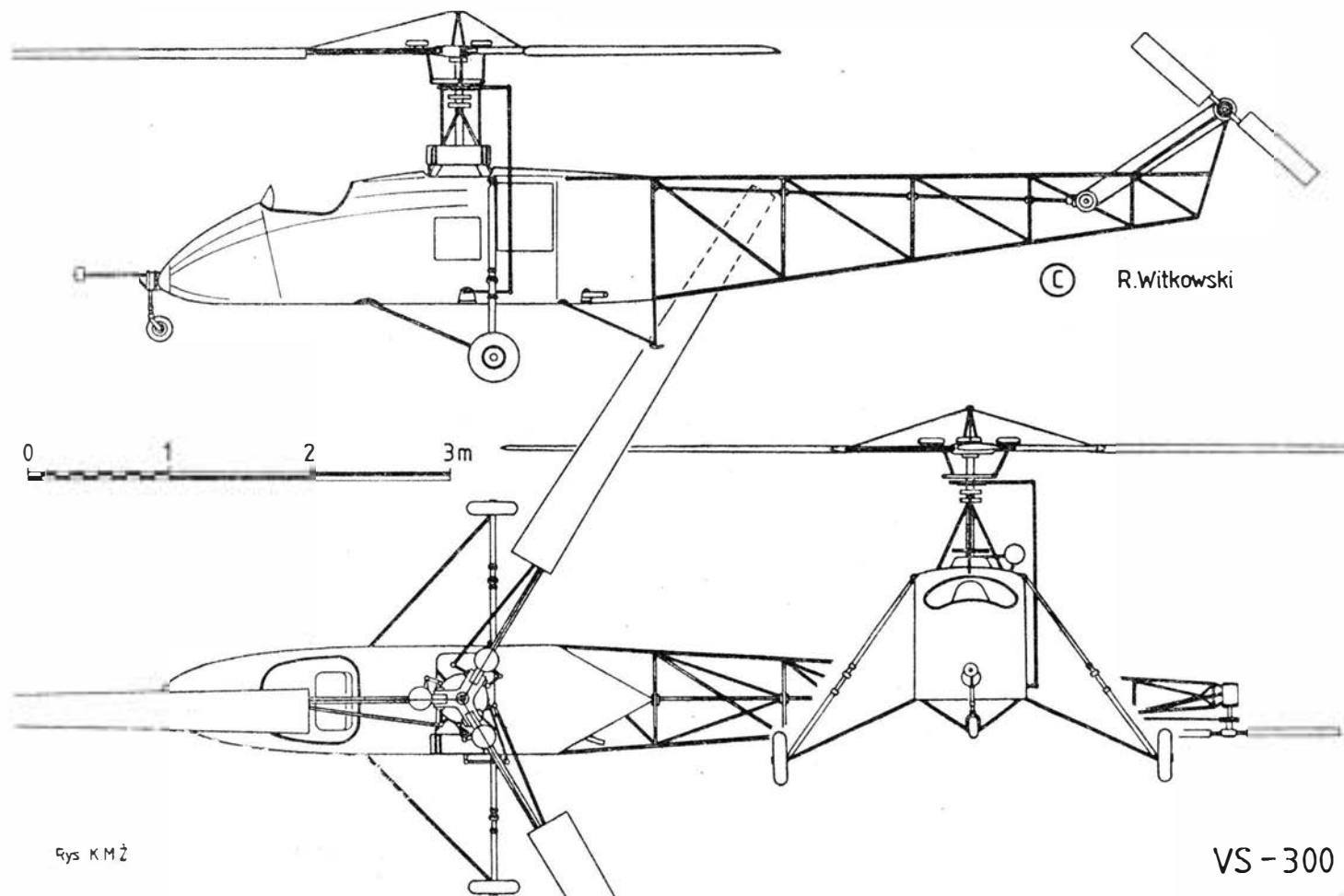
Instytut Lotnictwa

ŚMIGŁOWIEC VS-300 (1939 r.)

Śmigłowiec VS-300 zajmuje wśród śmigłowców historycznych szczególne miejsce. Był on pierwszym śmigłowcem jednowirnikowym na którym, w wyniku konsekwentnie prowadzonych prób i doświadczeń, udało się w pełni opanować zagadnienie sterowanych i bezpiecznych lotów w szerokim zakresie prędkości użytkowych. Zbudowane wcześniej radzieckie śmigłowce CAGI 1-EA i CAGI 5-EA z różnych względów nie pozwoliły na rozpracowanie tego

zagadnienia. VS-300 zapoczątkował układ, w którym współcześnie jest budowana większość śmigłowców świata.

Twórcą śmigłowca i pierwszym pilotem doświadczalnym był Rosjanin, naturalizowany obywatel USA, Igor Iwanowicz Sikorski, urodzony w Kijowie w 1889 r., syn lekarza. Technika lotniczą interesował się od najmłodszych lat. Jako student kijowskiej politechniki podjął w latach 1909 i 1910 pierwsze próby zbudowania śmigłowca w układzie współosiowym, ale obie skończyły się niepowodzeniem. Pełny sukces przyniosły natomiast I. I. Sikor-



Rys. 1. Śmigłowiec Sikorski VS-300

cd. ze s. 20

- wydłużenie względne przy zerwaniu,
- wydłużenie trwale przy zerwaniu,
- twardość,
- współczynnik starzenia,
- temperatura kruchości,
- wytrzymałość na rozwarstwienie.

Destrukcyjny wpływ starzenia na właściwości fizykochemiczne gumy określa się mierząc i odnosząc do wymagań podstawowe wskaźniki wytrzymałościowe. Uzyskanie zależności $R_r, \epsilon_r = f(t)$ gdzie:

- R_r — wytrzymałość na rozciąganie,
- ϵ_r — wydłużenie względne przy zerwaniu

może stanowić jeden ze wskaźników opisujących zjawisko utraty właściwości użytkowych wyrobów gumowych także w sposób ilościowy.

W wyniku badań trwałościowych zbiorników gumowych, ustalono tymczasowy (badania jeszcze trwają) okres użytkowania równy 15 lat licząc od daty produkcji.

LITERATURA

1. J. CZYZEWICZ: Substancje przeciwstarzeniowe w przetworstwie kauczuków. Warszawa, WNT, 1971 r.
2. D. JAROSZYŃSKA, R. GACZYŃSKI, B. FELCZAK: Metody badań własności fizycznych gumy. Warszawa, WNT, 1978 r.
3. Referaty z Rady Tematycznej ITWL, 1979 r., nr BT 591/I
4. Sprawozdanie Instytutu Lotnictwa nr 26/BM-2/68
5. Sprawozdanie ITWL nr BT 7447/I

skiemu skonstruowane i oblatane przez niego samoloty S-2, S-5, S-6, a zwłaszcza wielosilnikowe Grand (1913 r.) i Ilja Muromiec (1914 r.). Ten ostatni, 4-silnikowy bombowiec, którego zbudowano 73 szt., był w czasie I wojny światowej największym samolotem świata.

W lutym 1918 r. I. I. Sikorski opuścił Rosję. Po krótkim pobycie we Francji w marcu 1919 r. przybył do USA, gdzie wznowił działalność konstruktorską. W założonej przez siebie firmie Sikorsky Aero Engineering Corporation zbudował wielkie samoloty S-29A, S-35 i S-37, które ugruntowały jego reputację jako niezwykle utalentowanego twórcy.

Od 1926 r. Sikorski skoncentrował się na budowie amfibijnych łodzi latających. Najwięcej sławy i pieniędzy przyniosły mu pasażerskie amfibie S-40, S-42 Flying Clipper i VS-44 A Flying Aces, wykorzystane przez linie lotnicze Pan American do rozpoczęcia regularnej komunikacji pasażerskiej nad wielkimi akwenami, m.in. do Honolulu na Hawajach.

W 1931 r. I. I. Sikorski, współwłaściciel dobrze prosperującej wytwórni Vought-Sikorsky, postanowił ponownie zająć się śmigłowcami. 27 czerwca 1931 r. złożył wniosek patentowy na jednowirnikowy śmigłowiec, w którym przewidział skojarzenie w jeden spójny system różnych elementów, znanych z prac innych pionierów techniki wiroplatawej: przegubowego zawieszenia łopat nośnych, układu okresowego sterowania wirnikiem oraz pojedynczego śmigła ogonowego dla równoważenia momentu reakcyjnego. Patentu na ten kombinowany układ udzielono Igorowi I. Sikorskiemu 19 marca 1935 r.

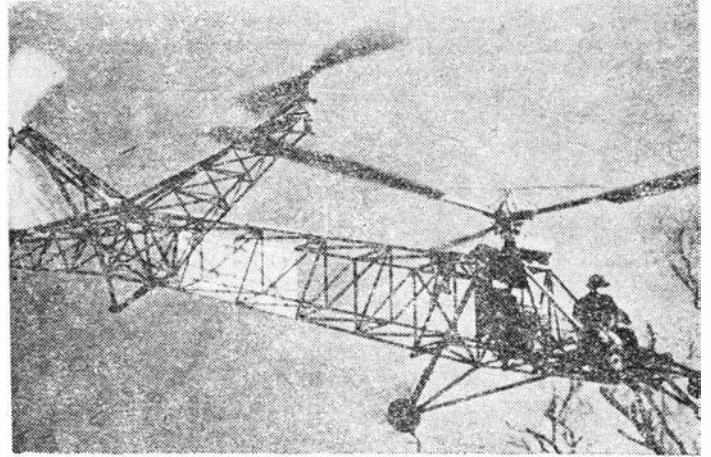
Budowę śmigłowca przewidzianego do badań w locie poprzedziły próby prymitywnego mechanicznego symulatora. Sam śmigłowiec został skompletowany latem 1939 r. i 14 września konstruktor przystąpił do pierwszych prób.

W swej pierwszej wersji VS-300 miał konfigurację zawierającą 3-łopatowy wirnik nośny o średnicy 8,5 m z przegubowym zawieszeniem łopat w głowicy, śmigło ogonowe i układ sterowania z tarczą sterującą połączoną z wirnikiem. Drewniana belka ogonowa była wyposażona

w charakterystyczną pionową oprofilowaną płetwę, podwozie było trójkołowe z kółkiem przednim.

Pierwsze próby VS-300 nie przyniosły spodziewanego sukcesu. Uruchomiony śmigłowiec silnie drgał, wiele do życzenia pozostawiała sterowność. I. I. Sikorski, konstruktor i pilot, nie zniechęcił się pierwszym niepowodzeniem i z uporem kontynuował próby, wprowadzając do układu sterowania i dynamiki śmigłowca liczne zmiany i korekty. Po kilku tygodniach śmigłowiec zaczął wreszcie poprawnie wykonywać zawisy i powolne manewry przyziemne. Jednak 9 grudnia 1939 r., podczas startu do kolejnej próby, śmigłowiec pilotowany przez Sergieja Gluhariewa został przewrócony przez podmuch wiatru i uległ ciężkiemu uszkodzeniu.

Do odbudowanego VS-300 Sikorski wprowadził poważne zmiany. Zrezygnował z tarczy sterującej jako elementu



Rys. 3. Śmigłowiec VS-300 — druga wersja konstrukcyjna

sterowania pochyleniami tarczy wirnika i zaopatrzył belkę ogonową śmigłowca (która była teraz ażurową kratownicą ze śmigłem ogonowym na końcu) dodatkowo w dwa śmigła pomocnicze na długich kratowych wysięgnikach bocznych. Śmigła te wytwarzały ciągi w kierunku pionowym. Przy odpowiednim sterowaniu wielkościami ciągów było możliwe pochylanie śmigłowca w płaszczyźnie podłużnej oraz przechylanie poprzeczne. Wszystkie trzy śmigła na ogonie były początkowo jednołopatowe z przeciwmasami, później dwułopatowe.

Próby na uwięzi drugiej wersji VS-300 rozpoczęto 6 marca 1940 r., a pierwszy lot odbył się 13 maja. Efekt zmian był pozytywny, więc 20 maja 1940 r. po raz pierwszy pokazano śmigłowiec publicznie. Przed zebranymi przedstawicielami prasy, radia i filmu I. I. Sikorski wykonał na VS-300 zawis, pionowe wznoszenie i zniżanie, obrót wokół osi pionowej, lot bokiem i tyłem. Nie wszyscy spostrzegli, że nie zademonstrował lotu... do przodu. Silne oddziaływanie strumienia podwirnikowego na ogonowe śmigła pomocnicze sprawiało, że śmigłowiec z największym trudem można było rozpedzać do przodu osiągając prędkość nie większą niż 55 km/h.

Kolejna kraksa VS-300 zdarzyła się przy tej właśnie, podówczas maksymalnej, prędkości śmigłowca. W locie odłamał się jeden z bocznych wysięgników ogonowych powodując równocześnie zatrzymanie pracy śmigła pomocniczego na drugim wysięgniku. Nastąpił gwałtowny przechył śmigłowca, który uderzył o ziemię i ciężko się uszkodził. Remont trwał do wiosny 1941 r. 17 kwietnia na odbudowanym śmigłowcu, wyposażonym w pneumatyczne pływaki, I. I. Sikorski wykonał pierwsze starty i lądowania na wodzie. 6 maja ustanowił światowy rekord długości lotu wiszącego — 1 h 32 min 26,1 s, bijąc o 11 min i 37,1 s wynik niemieckiego śmigłowca Fw 61.

Trudności z lotem do przodu drugiej wersji VS-300 skłoniły Sikorskiego do ponownego zastosowania sterowania wirnika przez tarczę sterującą, ale tylko w płaszczyźnie poprzecznej. W trzeciej wersji VS-300 miał z tyłu już tylko jedno, poza ogonowym, śmigło pomocnicze wytwarzające ciąg pionowy, umieszczone w płaszczyźnie symetrii śmigłowca na szczycie charakterystycznej „wieżyczki”. Sterowanie boczne było skutecznie realizowane tarczą sterującą.

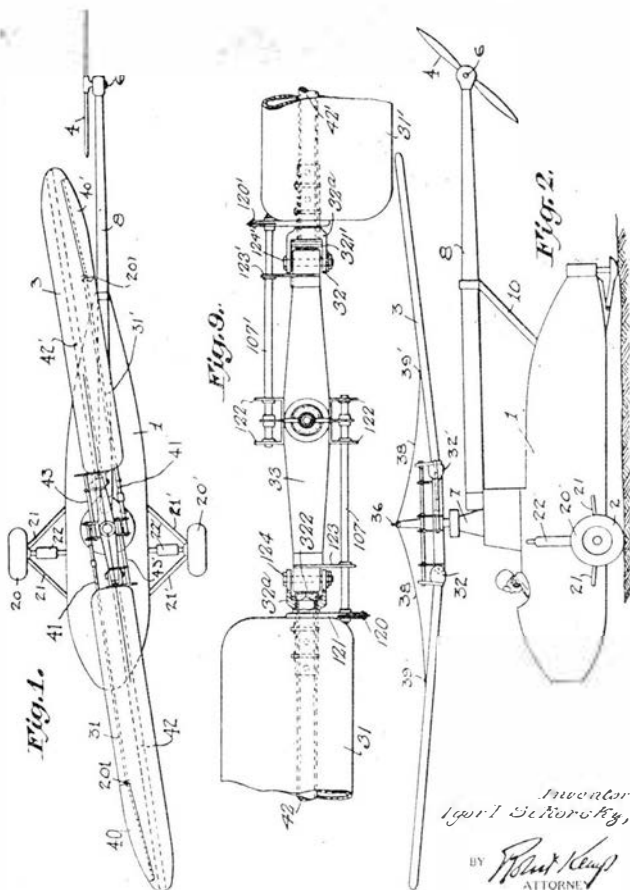
Pierwszy lot na trzeciej wersji VS-300 wykonał 12 czerwca 1941 r. pilot Charles I. Morris, późniejszy wieloletni główny pilot doświadczalny wytwórni Sikorskiego. Stwierdził on znaczną poprawę zdolności śmigłowca do lotu

March 19, 1935.

I I SIKORSKY
DIRECT LIFT AIRCRAFT
Filed June 27, 1931

1,994,485

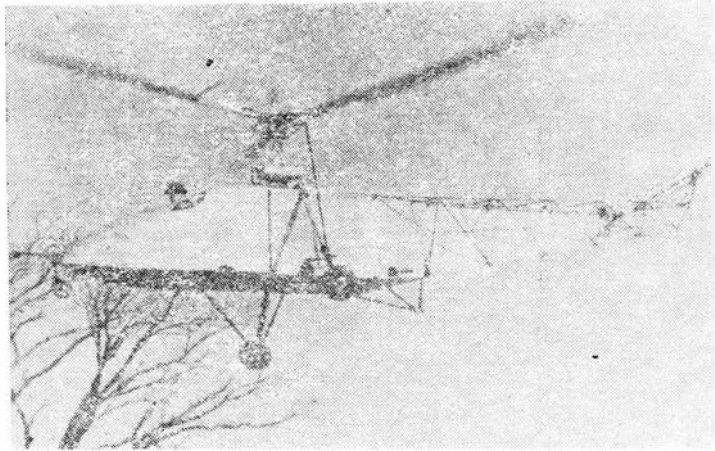
9 Sheets-Sheet



Rys. 2. Pierwsza strona patentu śmigłowca jednowirnikowego ze śmigłem ogonowym

w przód. Największe osiągane prędkości w lotach postępowych sięgały teraz 100 km/h, w związku z czym miejsce pilota i belka ogonowa otrzymały płócienną owiewkę.

Powodzenie w lotach trzeciej wersji VS-300 sprawiło, że Sikorski powrócił do pierwotnej koncepcji układu sterowania. Wirnik ponownie otrzymał tarczę sterującą wychyloną w dwu płaszczyznach, a na belce ogonowej pozostało już jedno tylko śmigło, ogonowe, równoważące



Rys. 4. Śmigłowiec VS-300 — czwarta wersja konstrukcyjna

moment reakcyjny i zapewniające sterowanie kierunkowe. Była to ostatnia — po wypróbowaniu 18 wariantów systemu sterowania i 3 układów ogólnych — czwarta wersja VS-300, oblatana w Stratford 8 grudnia 1941 r., następnego dnia po japońskim ataku na Pearl Harbor.

Teraz konstruktor Igor I. Sikorski i współpracujący z nim piloci doświadczalni Charles L. Morris i Frank H. Gregory już tylko dopracowywali śmigłowiec. Loty na nim były kontynuowane aż do 1943 r. Ostatni lot VS-300 wykonał 7 października 1943 r. lądując na terenie fordowskiego Edison Institute Museum w Dearborn w stanie Michigan. Jest do dziś ozdobą lotniczej ekspozycji muzeum. Pilotem w ostatnim locie zasłużonego śmigłowca, podobnie jak w pierwszym, był jego twórca Igor Iwanowicz Sikorski.

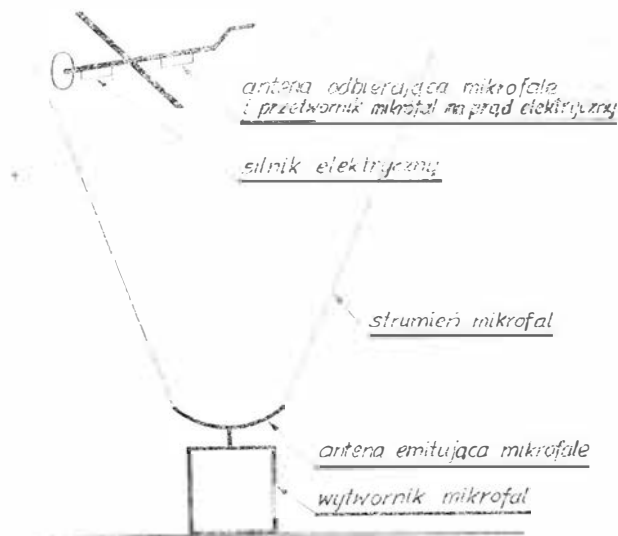
Dane techniczne (ostatni wariant konstrukcyjny):

| | |
|---|----------------------|
| Srednica wirnika nośnego | 8,5 m |
| Powierzchnia tarczy wirnika nośnego | 56,74 m ² |
| Srednica śmigła ogonowego | 1,55 m |
| Długość całkowita z wirnikiem i śmigłem | 10,41 m |
| Wysokość | 2,69 m |
| Rozstaw kół podwozia głównego | 2,70 m |
| Baza podwozia | 2,33 m |
| Masa własna | 530 kg |
| Masa ładunku użytecznego | 120 kg |
| Masa w locie maks. | 650 kg |
| Prędkość lotu poziomego maks. | 130 km/h |

NOWOŚCI TECHNICZNE

Samolot, który lata bez paliwa

Lockheed-Georgia, filia znanej wytwórni lotniczej, pracuje nad bezzałogowym samolotem, który ma utrzymywać się w powietrzu bez przerwy przez wiele miesięcy. Ma on być zasilany energią przesyłaną z ziemi. Istotę pomysłu ilustruje rysunek. Stacja naziemna składa się ze źródła prądu elektrycznego i z zasilanego przez to źródło generatora mikrofal, emitowanych przez antenę w kierunku samolotu. Anteny umieszczone pod skrzydłami samolotu odbierają mikrofałę, a pokładowy przetwornik zamienia je w energię elektryczną (prąd stały). Zasilany tą energią silnik elektryczny napędza śmigło.



Obliczono, że magnetron — generator mikrofal, o wymiarach 100 × 100 m, może wytworzyć 2 MW energii. Jest to ilość wystarczająca do zasilania silnika 30 kW.

Samolot o rozpiętości skrzydeł 50 m latałby na wysokości 20 000 m przez co najmniej 90 dni.

Nietrudno domyśleć się, do czego może służyć taki aparat. Może być używany do obserwacji, za pomocą aparatu

tury pokładowej, pożarów lasów, ruchu drogowego, do pomiarów skażenia powietrza, do celów telekomunikacyjnych, a także umieszczony w pobliżu granicy — do celów szpiegowskich.

Jakie ma zalety? Mimo że koszt wytwarzania i przesyłania mikrofal jest duży, utrzymanie takiego samolotu byłoby tańsze niż wystrojenie i utrzymanie satelity. W przeciwieństwie do satelity samolot-robot może być wielokrotnie sprowadzany na ziemię dla konserwacji, zmiany aparatury pokładowej, naprawy uszkodzeń itp.

Wady? Przez strumień mikrofal nie mogłyby przelatywać „normalne” statki powietrzne: uległyby zniszczeniu. Działanie tego strumienia jest identyczne z działaniem wnętrza domowego piecyka mikrofalowego, ale o wiele potężniejsze. Pewne problemy, chociaż do pokonania, przedstawia także umieszczenie samolotu w strumieniu mikrofal. Wyłaje się, że niezbędne będzie wyposażenie go w baterię akumulatorów do napędu silnika w czasie startu i wznoszenia.

Wg Związkowca nr 78 z 29 SEP 1987 i innych źródeł (m.in. Time) opracował mgr inż. J. Zwierzyński

cd. ze s. 10

18. H. LIEBOWITZ: Fracture. An Advanced Treatise. Vol. VI. Fracture of Metals. Academic Press New York—London, 1969
19. A. MACIEJNY: Przemiany strukturalne stali Cr-Mo-V i ich wpływ na mechanizm pęknięcia, Mechanika Z-5. Gliwice, 1968
20. G. I. POGODIN-ALEKSIEJEW: Wytężalność dynamiczna i kruchość metali. WNT, Warszawa, 1969
21. T. MALKIEWICZ: Metaloznawstwo stopów żelaza. PWN, Warszawa—Kraków, 1978
22. Y. E. SMITH i in.: Fracture Resistance in Carburizing Steels. Part I. Fracture Toughness. Metal Progress, May, 1979
23. A. MACIEJNY: Kruchość metali. Wyd. Śląsk, Katowice, 1973
24. A. LIS i in.: Oddziaływanie wydzieleni węglilkowych na własności użytkowe stali bainitycznych. Konferencja pt. Węgliki, bory, azotki w stalach, Poznań—Kotobrzeg, 1978
25. O. K. KOTOW: Powierzchnostnoje uprocznienie diektiej maziin chimiiko-termiczeskimi metodami. Maszgiz, Moskwa, 1961
26. G. PARISH: The Influence of Microstructure on the Properties of Case Carburizing Components. Part 7. Heat Treatment of Metals, nr 3, 1977
27. R. KRÓL: Współczesne materiały metalowe stosowane w konstrukcjach samolotów i śmigłowców użytkowanych i wytwarzanych w Polsce. Technika Lotnicza i Astronautyczna, nr 6, 1986

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

| | |
|---|----------|
| A. Glass: Światowy rynek lotniczy | 1 |
| ZF SWIATA | 2 |
| STATYSTYKA LOTNICZA: Produkcja samolotów i śmigłowców we Francji w 1987 r.; Liczba szybowców na świecie w 1985 r. | 3 |
| POLSKIE PATENTY LOTNICZE | 3 |
| S. Danilecki: Zamknięte skrzydło — zalety i wady (I) | 4 |
| Co robić przez 16 godzin lotu? | 7 |
| Kulisy zaniechania prac nad B.7J7 | 7 |
| R. Król: Wpływ parametrów procesu nawęglania i obróbki cieplnej na strukturę i udarność stali nawęglonej | 8 |
| KARTOTEKA TLIA: Beechcraft B55/B58 Baron | 11 |
| ARV Super 2 | 13 |
| TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY: Użytkowanie wodnosamolotu (I) | 15 |
| POMOCE KONSTRUKCYJNE: B. Paluch: Bezpieczeństwo w lotnictwie — określenia i klasyfikacja | 16 |
| T. Błażejewicz, K. Ambroziak: Metody badań wyrobów gumowych stosowanych w lotnictwie | 19 |
| R. Witkowski: Osiemdziesiąt lat śmigłowców (VI) (Z DZIEJÓW TECHNIKI LOTNICZEJ) | 21 |
| NOWOŚCI TECHNICZNE: Samolot, który lata bez paliwa | 23 |
| PROTOTYPY: Bromon BR-2000 | II okł. |
| Antonow An-74 | II okł. |
| Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP I SITK | III okł. |
| KSIĄŻKI LOTNICZE | III okł. |

Na okładce: Samoloty myśliwskie N.A. P-51 Mustang Mk III z 306 Dywizjonu (1946 r.), Mustang Mk IVA z 303 Dywizjonu (1945 r.), Mustang Mk IV z 303 Dywizjonu (1945 r.) — rys. K. Cieślak

DANILECKI S.: Zamknięte skrzydło — zalety i wady (I). TLIA, t. XLIII, 1988, nr 9, s. 4

Omówiono niektóre problemy występujące przy budowie samolotu z tzw. zamkniętym skrzydłem. Starano się przedstawić wyłaniające się zagadnienia, zwłaszcza w fazie projektowania, dokonano też próby oceny wad i zalet takiego układu skrzydeł.

KRÓL R.: Wpływ parametrów procesu nawęglania i obróbki cieplnej na strukturę i udarność stali nawęglonej. TLIA, t. XLIII, 1988, nr 9, s. 8

Autor rozważa wpływ na właściwości warstwy nawęglonej takich czynników jak: grubość warstwy nawęglonej, sposób hartowania, działanie karbu mechanicznego, powierzchniowe stężenie węgla i jego rozkład w poprzek warstwy, temperatura odpuszczania oraz utlenianie wewnętrzne. Przytacza bogatą literaturę techniczną związaną z tym tematem.

BŁAŻEJEWICZ T., AMBROZIAK K.: Metody badań wyrobów gumowych stosowanych w lotnictwie. TLIA, t. XLIII, 1988, nr 9, s. 19

Omówiono metody badań stosowane do oceny zmian właściwości użytkowych gumowych wyrobów lotniczych podczas ich eksploatacji.

WITKOWSKI R.: Osiemdziesiąt lat śmigłowców (VI). TLIA, t. XLIII, 1988, nr 9, s. 21

Omówiono historię powstania i próby śmigłowca VS-300, skonstruowanego przez I. I. Sikorskiego w 1939 r.

CONTENTS

DANILECKI S.: Joined wing — the benefits and drawbacks (I). TLIA, vol. XLIII, 1988, No 9, p. 4

Some problems have been presented encountered in the design of an airplane featuring the so-called joined wing. New design issues occurring have been discussed. An attempt is made to assess the advantages and disadvantages of this configuration.

KRÓL R.: The effect of carburizing and heat treatment parameters on the structure and impact resistance of carburized steel. TLIA, vol. XLIII, 1988, No 9, p. 8

The author describes how the properties of the carburized layer is affected by such factor as: layer thickness, hardening method, effect of mechanic notch, superficial carbon concentration and cross-layer carbon distribution, temperature of tempering and internal oxidation. An impressive literature relevant to the subject has been quoted.

BŁAŻEJEWICZ T., AMBROZIAK K.: Methods of testing rubber products used in aviation. TLIA, vol. XLIII, 1988, No. 9, p. 19

Methods of tests carried out to determine changes which occur during service life in performance characteristics of rubber products used in aviation have been presented.

WITKOWSKI R.: Eighty years of helicopters (VI). TLIA, vol. XLIII, 1988, No 9, p. 21

The history of construction and testing of the VS-300 helicopter designed by I. I. Sikorski in 1939 has been described.

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

Redaktor naczelny:

mgr inż. Andrzej Glass

Sekretarz Redakcji:

mgr Agnieszka Woźniczka

Redaktorzy działowi:

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

Rada programowa:

Mgr inż. W. Błaszczak, mgr inż. Z. Gturlski, mgr inż. A. Glass, doc. dr inż. H. Grzegorzczak, mgr inż. J. Grzegorzewski (wiceprzew.), mgr inż. F. Gwiżdż, mgr inż. E. Kołodziński, doc. dr inż. T. Kostia, mgr inż. K. Kunachowicz, mgr inż. T. Królikiewicz (przewodniczący), mgr inż. T. Kurczyk, prof. dr inż. J. Lewitowicz, prof. dr inż. J. Maryniak, dr inż. K. Miśchalewicz, mgr inż. M. Mikluszka, mgr inż. A. Miściorek, mgr inż. W. Mójta, mgr inż. Z. Olszański, mgr inż. K. Sater, mgr inż. S. Trębacz.

Zakłady Graficzne „Tamka”. Zakł. nr 1. W-wa. Zam. 0578-1300/88. Nakład 5650 egz.

Papier druk. sat. IV kl. 80 g. A-63. Cena pojedynczego egzemplarza zł 200,—

cd. na s. 18

Dyskusja przy okrągłym stole

9 marca 1988 r. Zarząd Sekcji Lotniczej SIMP i dyrekcja WSK PZL-Warszawa-Okęcie zorganizowały spotkanie specjalistów lotniczych przy okrągłym stole: konstruktorów, technologów, badaczy i użytkowników sprzętu lotniczego. Tematem obrad był samolot PZL-130 Orlik, zaprojektowany i wytwarzany w WSK PZL-Warszawa-Okęcie.

Przybyłych gości powitał prowadzący zebranie prof. dr hab. inż. Jerzy Lewitowicz — przewodniczący Sekcji Lotniczej. Obecni byli m.in.: inż. Marian Piłat — dyrektor Instytutu Lotnictwa, prof. dr hab. inż. Mieczysław Sikorski, gen bryg. pil. Jan Zych — prezes APRL, inż. Józef Lipiński — z-ca dyrektora Zrzeszenia Wytwórców Sprzętu Lotniczego i Silnikowego PZL, mgr inż. Włodzimierz Zajda — z-ca dyrektora Głównego Inspektoratu Lotnictwa Cywilnego.

Inż. Jerzy Milczarek — wieloletni dyrektor WSK PZL-Warszawa-Okęcie omówił działalność, osiągnięcia i perspektywy Wytwórni.

Rozwój perspektywiczny Wytwórni wytycza Biuro Konstrukcyjne, Zakład Doświadczalny i Zakład Innowacyjno-Wdrożeniowy. Zatrudniają one 360 pracowników, w tym 50% inżynierów. W okresie powojennym skonstruowano i przebadano 10 samolotów, które uzyskały świadectwo typu, 9 z nich weszło do produkcji seryjnej. Ponadto zbudowano system PZL-Kolegium umożliwiający szybkie i tanie szkolenie pilotów, gwarantujący bezpieczną eksploatację. Polega on na współdziałaniu trzech składowych zespołów: samolotu PZL-130 Orlik, naziemnego symulatora lotu PZL-Profesor i pokładowo-naziemnej aparatury PZL-In-

spektor do diagnozy stanu technicznego samolotu.

Podstawową działalność w Wytwórni realizuje Zakład Produkcyjny. Wytwarza się w nim 4 typy samolotów, niektóre części silników, śmigła lotnicze (jako jedyny producent w Polsce wyprodukował m.in. 9 tys. śmigieł do samolotu An-2).

Wytwórnia ma także duże sukcesy w eksploatacji samolotów (Zakład Usług Agrolotniczych). Ma 5 baz w kraju i 2 bazy za granicą (w Egipcie i Sudanie). W pracach agrolotniczych bierze udział 300 samolotów i 850 pracowników. Roczny przebieg samolotów wynosi 85 tys. h. Obrobiona powierzchnia wynosi 5 mln ha, w tym 3 mln ha w Polsce.

W Wytwórni prowadzi się i rozwija następujące tematy:

— PZL-130 Orlik z czeskim silnikiem M-601 (ma już świadectwo typu); są prowadzone badania z kanadyjskim silnikiem PT-6 i polskim K-8 (zmodyfikowany silnik AI-14R),

— Wilga 88 jako następcą Wilgi 35 (której wyprodukowano 860 szt., w tym 600 na eksport) będzie miała te same parametry, lecz powiększony zasięg i udźwieg,

— Koliber, III seria, samoloty ultralekkie — lotnie i motolotnie, śmigła, aparatura agrolotnicza, symulatory lotu, aparatura diagnostyczna sprzętu lotniczego.

Wdrażanie nowych konstrukcji i stosowanie nowych wydajnych procesów technologicznych przyczyniło się do wzrostu rocznej dynamiki produkcji w porównaniu z rokiem ubiegłym o 20%. Wytwórnia nieustannie modernizuje środki produkcji, przeznaczając na ten cel znaczne sumy z zysku. Są rozwijane w dalszym ciągu bazy agrolotniczej i ich zaplecze, na co przyznano 3,5 mld zł ze środków inwesty-

cyjnych. Przewiduje się także 40-45% podwyżkę płac.

WSK PZL-Warszawa-Okęcie obchodzi w tym roku jubileusz 60-lecia, który jest związany z powstaniem Państwowych Zakładów Lotniczych w 1928 r.

Na hali montażowej pokazano Orliki z silnikami turbinowymi, a w hangarze Orliki z silnikiem M-14 oraz prototyp o powiększonej rozpiętości do 9 m napędzany silnikiem K-8.

Następnie głos zabrał mgr inż. Andrzej Frydrychewicz — główny konstruktor Orlika. Przybliżył on zebranym genezę powstania tego samolotu szkolno-treningowego, wyróżniającego się skrzydłami o małym wydłużeniu ze względu na właściwości akrobacyjne i kadłubem antyflatterowym. Kabina odwzorowuje układ przyrządów, sterownic i foteli kabiny odrzutowca. Samolot ma takie jak odrzutowiec właściwości pilotażowe — jest stosowany do wstępnej selekcji uczniów, zaawansowanego pilotażu i akrobacji, a także do lotów w trudnych warunkach atmosferycznych w dzień i w nocy. Orlik z silnikiem tłokowym o mocy 243 kW (330 KM) rozwija prędkość maks. 380 km/h oraz osiąga pułap praktyczny 7000 m. Ma rezerwę 8 tys. h bez remontu. Cena wynosi 600 tys. dol. USA.

W dyskusji udział wzięli: T. Królikiewicz, S. Oreczkowski, A. Gołoś, T. Rożnowski, R. Lewandowski, M. Sikorski i in. Stwierdzono, że w zasadach, które towarzyszyły projektowaniu i budowie samolotów szkolno-treningowych zaszyły zmiany polegające na tym, że zamiast drogiego odrzutowca używa się samolotu wielokrotnie tańszego z oszczędnym silnikiem turbośmigłowym, ale o takich samych jak odrzutowiec właściwościach i dodatkowo wspartego elektroniką szkoleniową i obsługową.

T. Kurczyk



BACHTIN M., LIPSKI J.: Wyposażenie wysokościowe samolotów i statków kosmicznych. Wyd. I, nakład 2000 egz., str. 390 (w tym 293 rys.) WKiŁ Warszawa 1988 r., cena 460 zł.

W książce w sposób łatwy do przyswojenia, a jednocześnie szeroki i uporządkowany omówiono warunki panujące podczas lotów na dużych wysokościach. Opisano budowę i działanie oraz wymagania dotyczące eksploatacji i niezawodności pracy, a także metody sprawdzania i przykłady obliczeń urządzeń służących do stworzenia odpowiednich warunków życia i pracy załóg samolotów i statków kosmicznych podczas ich startu, lotu i lądowania.

Książka omawia tak ważne wyposażenie statków latających, jak aparaty tlenowe, ubrania zabezpieczające i skafandry, spadochrony ratownicze, fotele katapultowe i kapsuły hermetyczne. Ponadto w książce omówiono urządzenia regulujące przepływ, ciśnienie, temperaturę, wilgotność i skład powietrza do klimatyzacji kabin, a także urządzenia grzejne, chłodzące, osuszające, nawilżające i oczyszczające powietrze.

Zarówno projektanci, jak i wytwórcy i użytkownicy urządzeń wysokościowych znajdują w książce interesujący ich materiał.

Książka wypełnia lukę w literaturze naukowo-technicznej, zwłaszcza krajowej, omawiającej wyposażenie wysokościowe samolotów i statków kosmicznych w sposób kompleksowy.

Ze względu na poziom i rodzaj omawianych zagadnień, książka może być użyteczna dla pracowników inżynierji technicznych przemysłu lotniczego i wojsk lotniczych, pilotów, personelu naziemnego lotnictwa komunikacyjnego i wojskowego, słuchaczy średnich i wyższych szkół lotniczych, a także miłośników lotnictwa i astronautyki.

J. M.

BUTOWSKI P.: Samoloty MiG. Biblioteczka Skrzydlatej Polski nr 34, Wyd. Komunikacji i Łączności, Warszawa 1987, str. 278, cena zł 450.—

34 pozycja z serii Biblioteczki Skrzydlatej Polski jest poświęcona rozwojowi rodzinny myśliwskich samolotów MiG.

Na początku autor przedstawia życiorys i sylwetkę głównego konstruktora MiG-ów, inżyniera Artiomija Mikołajana (1905-1970). Dalej została ciekawie omówiona historia

i rozwój kolejnych konstrukcji MiG, począwszy od pierwszych, wojennych doświadczeń, poprzez wszystkie udoskonalenia, zmiany wyposażenia, przejście na napęd odrzutowy i związane z tym problemy, użycie MiG-ów w walkach w Korei i w Wietnamie, budowę licencyjną MiG-ów (pod nazwą LiM) w Polsce, aż po najnowsze osiągnięcia konstrukcyjne. Odrębny rozdział został poświęcony MiG 21 i jego wersjiom.

Sprawnie i żywo napisana książka, którą czyta się jak pasjonującą powieść, uzupełniają dodatki, dotyczące silników używanych w samolotach MiG, stosowanego i wypróbowywanego uzbrojenia, środków ratowania pilota i rekordów zdobytych na MiG-ach (a było ich dużo, niektóre z nich utrzymały się na czele światowej listy wyników przez dwadzieścia lat) oraz przegląd konstrukcji zespołu Mikołajana wraz ze zdjęciami i rysunkami.

Autor nie ustosunkowuje się do dość rozpowszechnionej informacji, że Utką była zaprojektowana w MAI pod kier. Tokajewa, a jedynie zrealizowana u Mikołajana.

W słowniczku zamieszczonym na końcu książki nieporozumieniem jest wyjaśnienie terminu trymer. Trymer jest to klapka wyważająca. Określenie klapka wyrównowazająca nie istnieje. W wyjaśnieniu podano, że służy ona do zmniejszania sił w położeniu wychylnym, co jest pomyłką, gdyż jest to zadanie klapki odciążającej, czyli Flettnera.

A.W.

Mustang III

