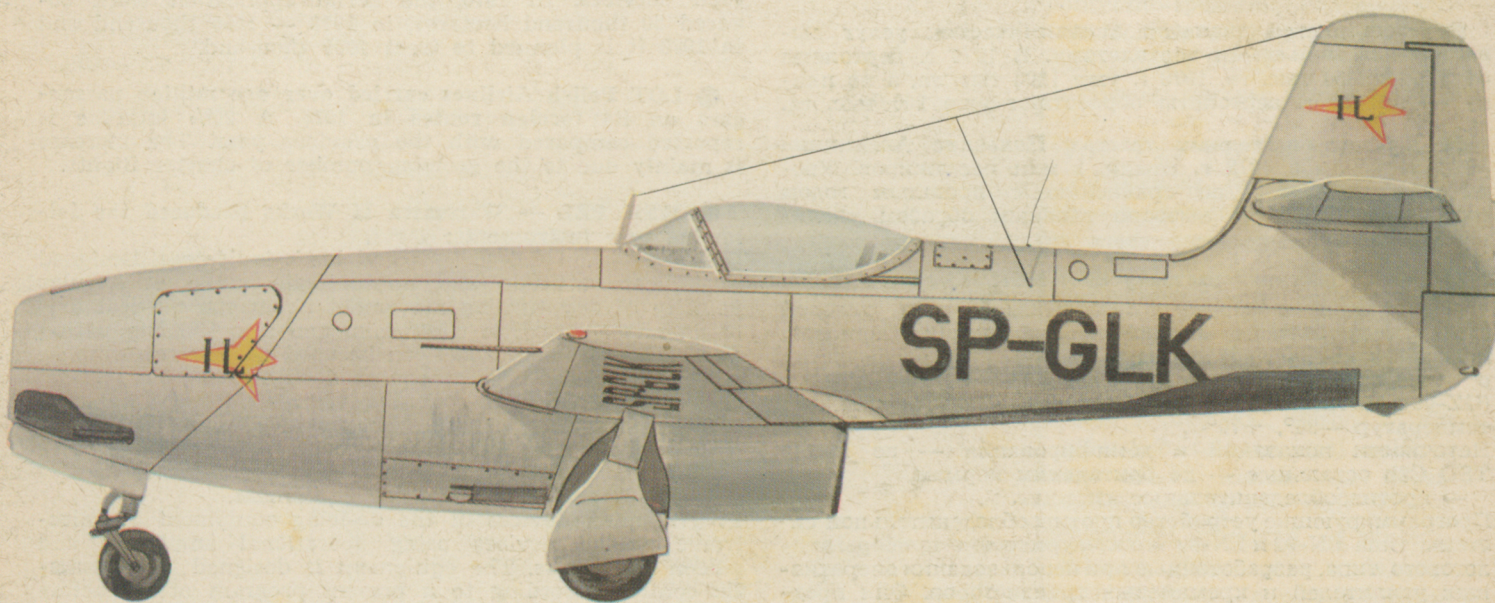
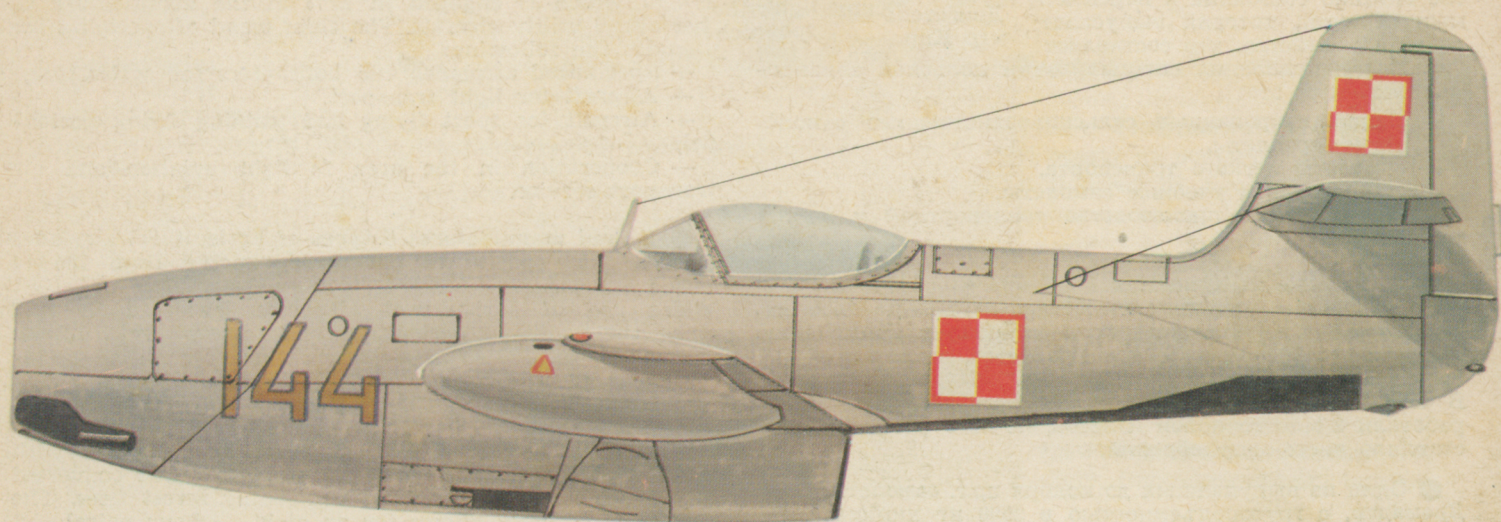


TECHNIKA

3'79

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



Cena zł 20,-

ISSN 0040-1145



● 9 декабря пр.г. на двигателестроительном заводе ВСК ПЗЛ Жешув состоялось центральное торжество по поводу 50-летия Государственных Авиационных Заводов ПЗЛ. На торжественное заседание прибыли; председатель Совета Министров ПЛР Пётр Ярошевич, В. Кручек, Министр Машиностроительной Промышленности А. Копець, а также высокие представители политических и общественных организаций. Председатель Совета Министров П. Ярошевич указал в своем выступлении, что для польской авиа-промышленности пришли хорошие года. Применение новой производственной техники обеспечило высокую эффективность производства. Хорошее качество польской авиационной техники и её широкий диапазон обеспечил развитие экспорта, который составляет до 90% стоимости всего производства польской авиапромышленности. Председатель Совета Министров в своем выступлении подчеркнул перспективу дальнейшего увеличения авиационного производства в ближайшем будущем.

● В новогоднем номере журнала «Скшидлыта Польска» была опубликована статья генерального директора Объединения Польской Двигательной и Авиационной Промышленности ПНР, мгр Кшыштофа Кучиньского. В статье описано состояние и перспективы польской авиапромышленности, которая выпускает авиатехнику для народного хозяйства, что составляет около 90% продукции. Главные направления специализации польской авиапромышленности, это:

- специализированные сельскохозяйственные самолеты и вертолеты,
- самолеты легкого транспорта,
- спортивные и учебные самолеты,
- кооперация в производстве транспортной и легкой авиации.

● В Польше выпускается 5 типов сельскохозяйственных самолетов, грузоподъемностью от 300 до 2500 кг. Только в 1977 г. благодаря более широкому применению авиации в сельском и лесном хозяйстве, чистая прибыль составила около 2 млн злотых. В 1978 г. польские сельскохозяйственные самолеты обработали 2 млн га полей и лесов, из чего около 95% составляло внесение удобрений.

● Один из выпущенных до ноября пр.г. самолетов М-18 Дромедер, с грузоподъемностью в 2500 кг химиката доработан в противопожарный вариант. Количество топлива в баках позволяет противопожарному варианту удерживаться в воздухе в течение 8 часов.

● Расширяется диапазон авиационных услуг выполняемых польскими вертолетами. В 1976 г. вертолеты обработали 50 тыс. га, в 1978 г. уже 1200 тыс. га, а по плану — в 1979 г. вертолеты обработают уже 200 тыс. га.

● На международных трассах Польские Авиалинии ЛЕТ превезли в 1978 г. свыше 1 млн пассажиров. Увеличение перевозок по сравнению с прошлым годом составляет 20%. Это вызвано главным образом увеличением чартеров.

● Новые авиационные приборы выпускает ВСК ПЗЛ Варшава II:

— указатели поворота GZ-05 и GZ-06 для угловой скорости до 360°/мин и скольжения до ±12°. Приборы применяются на вертолетах и нескоростных самолетах с напряжением сети 28 в (GZ-05) или 12 в (GZ-06). Масса — 0,6 кг, время разгона — 1,5 мин, диапазон температур — 35°, +70°С.

Неточности показаний и демпфирование — по норме TSO C3b остальные — по британским нормам,

— противообледенительные системы.

Программирующее устройство противообледенительной системы типа EN-02 и EN-03 это электрические приборы аналогового типа, разработанные при использовании оперативных усилителей и кремниевых транзисторов. Они предназначены для автоматического управления, по программе, включением подогревательных элементов. По сравнению с механическими программаторами уменьшают число проводов и обеспечивают более простое управление включателями.

Они обеспечивают возможность продлить до 50% цикл работы при снижении температуры с +5° до —20°С и ручную регулировку этого времени в диапазоне 40—180 сек.

● On December 9, 1978, WSK PZL — Rzeszów Factory was the place of central celebration performed on the occasion of the 50th anniversary of the PZL Polish — Owned Aircraft Works. The ceremony was attended by Prime Minister Piotr Jaroszewicz, Chairman of the Central Board of Trade Unions W. Kruczek, Minister of Metal Industry A. Kopeć, high-ranking officials of political and social organizations. Prime Minister Piotr Jaroszewicz stated in his address that Polish aircraft industry had nowadays its most profitable years due to the introduction of new techniques which greatly increased the effectiveness of production of the flying craft. He also said that high-quality equipment and its wide assortment made the intensification of export possible which was already 90% of value of the total production output of the aircraft industry. Piotr Jaroszewicz anticipated a considerable increase in the production value of Polish aircraft industry.

● The New Year's issue of „Skrzydłata Polska” published an article written by Krzysztof Kuczyński, General Director of the PZL—Union of the Aircraft and Engine Industry. The author discusses the present situation as well as the future of Polish aircraft industry the potential of which is engaged in 90% in the manufacture of specialized utility aircraft. The chief trend of specialization includes the following:

- Specialized airplanes and helicopters for agriculture,
- Aircraft for light transport,
- Aircraft for sport flying and training flying personnel,
- Cooperation in the area of light aviation and air transport service.

● Poland manufactures 5 types of agricultural airplanes with a lift capacity of chemicals ranging from 300 to 2500 kg.

Wider use of agricultural airplanes increased in 1977 alone the profit of agriculture and forestry by 2 billion zlotys. In 1978, Polish ag airplanes treated 5 million hectares cropland and forest areas, including 95% fertilizing treatments.

● One of the few PZL-M-18 Dromader ag planes with a lift capacity of up to 2500 kg chemicals was converted into a craft for fighting and controlling forest fires. The fuel tank capacity allows for an eight — hour patrol.

● Polish agricultural helicopters expand the range of their services. In 1976, the aerial application work covered 50 thousand hectares, in 1978 — 1200 thousand and in 1979 it is planned to treat 2000 thousand.

● LOT Polish Airlines carried over one million passengers on its foreign routes in 1978. A 20% increase is reported compared with the previous year. The increase is mainly due to the growing number of charter flights.

● WSK PZL — Warszawa II Works produced the following new instruments:

— GZ-05 and GZ-06 turn and bank indicators. Designed to indicate attitude and approximate value of angular velocity of any turning movement about the vertical axis of an airplane within ±360°/min, and also the slip within ±12°. The turn indicators can be used on low-performance helicopters and airplanes, equipped with a 28V d.c. (GZ-05) or 12V d.c. (GZ-06) electrical system. Weight: 0.6 kg; operating time: max 1.5 min; temperature range: —35°С to +70°С; indication and damping errors in conformity with TSO C3b, the remaining with British Standards.

— EN-02 and EN-03 de-icing equipment.

Programming devices of the de-icing equipment are electronic analog devices using operational amplifiers and silicon transistors. The equipment is designed for automatic control according to a present program of contactors switching on the heating elements. Compared with the so far used mechanical programming devices, the new ones permit a considerable reduction of current collectors necessary to transfer electric energy to the heating elements and simplify the contactor control. The programming devices are capable of lengthening the duty cycle by 50 and simultaneous reduction of temperature from +5 to —20°С as well as manual adjustment of time in the range of 40—180 seconds.

lotnicza

I ASTRONAUTYCZNA

Adres Redakcji:

00-950 Warszawa, ul. Czackiego 3/5

Tel. 27-25-41

Wydawca:

WYDAWNICTWA CZASOPISM TECHNICZNYCH NOT

SPIS TREŚCI

	Str.
Chlubne tradycje, współpraca z ZSRR, nowe zadania	1
Z KRAJU, ZE ŚWIATA	2
STATYSTYKA LOTNICZA: Przemysł lotniczy USA. Wytwórnice samolotów lekkich, rolniczych i śmigłowców	4
W. Waśkowski: Zadania i przyszłość szturmowych odmian samolotów szkolno-treningowych (V) (PROBLEMY ROZWOJU LOTNICTWA)	5
T. Łabuś: Motoszybowiec SZD-45A Ogar (CIEKAWE KONSTRUKCJE)	9
J. Perliński: Projektowanie amortyzacji samolotu	12
J. Tomaszewicz: Układy CMOS i ich możliwości zastosowania w lotnictwie	15
NOWOŚCI TECHNICZNE	16
POMOCE KONSTRUKCYJNE: Charakterystyki ciężarowe śmigłowców (IV)	17
KARTOTEKA TLiA: Rutan VariEze ● USA	19
Westland/Aérospatiale SA-330C Puma ● W. Brytania/Francja	21
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY: Ochrona przeciwpożarowa	23
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP I SITK	24
Z. Raczyński, R. Szurlej, L. Waśko: Badania odporności na termozmęczenie aluminiowanych i niealuminiowanych łopatek turbin silników odrzutowych wykonanych ze stopu nimonic 80A	25
J. Łunarski: Odporność na ścieranie stopów tytanu	26
WARUNKI PRENUMERATY	28
W. Adamski: Numeryczne odwzorowanie geometrii samolotu	29
NOWOŚCI TECHNICZNE	32
J. Borgoń: Wybrane problemy niestatecznej pracy sprężarek lotniczych silników turbinowych	33
PROTOTYPY: Rutan Model 40 ● USA ●	36
PROJEKTY: ECAS JET 2 ● W. Brytania — RFN — Francja	36
POLSKIE PATENTY LOTNICZE	37
P. Bartoszewski: Samolot myśliwski Jak-23 (Z DZIEJÓW TECHNIKI LOTNICZEJ)	38
KSIĄŻKI LOTNICZE	III

Na okładce: Samolot Jak-23 — rys. K. Cieślak



WYDAWNICTWA
CZASOPISM
TECHNICZNYCH NOT

Warszawa
Czackiego 3/5

Redaktor naczelny:
mgr inż. Andrzej Glass

Sekretarz Redakcji:
Emilia Łazarewicz

Redaktorzy działowi:
mgr inż. K. Dąbrowski, dr inż. A. Gołędziński, mgr inż. A. Kardymowicz, mgr inż. W. Kordziński, dr inż. J. Morawski, inż. K. Szumielewicz, mgr inż. J. Staszek

Rada Programowa:
mgr inż. M. Augustynowicz, mgr inż. A. Glass, dr inż. H. Grzegorzczuk, mgr inż. J. Grzegorzewski, mgr inż. F. Gwiżdż, dr inż. B. Jancelewicz, mgr inż. E. Kotodziński, mgr inż. T. Kostia, mgr inż. J. Kowalczyk, mgr inż. T. Królikiewicz (przewodniczący), mgr inż. R. Legięcki, mgr inż. A. Misiorek, mgr Z. Pawlak, inż. R. Wolffski.

Zakłady Graficzne „Tamka”, Zakład nr 1, W-wa. Zam. 88/c/79. Nakład 4350 egz.

Papier druk. sat. IV kl. 70 g. A1. C-94.

Cena pojedynczego egz. zł 20.—

Prenumerata roczna zł 240.—

INDEKS 37909

WAŚKOWSKI W.

Tasks and Future of Ground-attack Variations of School — Training Aircraft, Part V

This part of the article discusses primary combat tasks of the Alpha-Jet close support aircraft, methods of carrying out combat operations, characteristic, performance and armament, ensuring the effectiveness of close support operations and also savings obtained when operating Alpha-Jet compared with other aircraft of this class. New training methods in the military aviation of France and Belgium have been described after the Alpha-Jets were furnished.

ŁABUĆ T.

SZD-45A Ogar Powered Glider

The author discusses the design of the SZD-45A Ogar powered glider built in collaboration with West Germany at the Gliding Experimental — Production Factory at Bielsko-Biała, including a detailed technical description and parameters.

PERLIŃSKI J.

Design of Aircraft Shock Absorption

From an analysis of Polish and foreign publications the author gathered all conclusions concerning all parameters having effect on the aircraft shock absorption during its touchdown and taxiing.

TOMASZEWICZ J.

CMOS Circuits and Their Application Possibilities in Aviation

Possibilities of using complementary MOS circuits in aviation are described. Basic features of these circuits, justifying their use instead of the TTL circuits, are shown. Studies of the complementary MOS circuits were carried out on the basis of circuits of the series F4000 developed by American Fairchild in 1973.

RACZYŃSKI Z., SZURLEJ R., WĄSKO L.

Thermal Fatigue Resistance Tests of Aluminum and Non-Aluminum Turbine Blades of Jet Engines, Made of Nimonic 80A

In this paper are discussed results of one's own tests of thermal fatigue resistance of aluminum and non-aluminum turbine blades made of Nimonic alloy 80A.

ŁUNARSKI J.

Abrasion Resistance of Titanium Alloys

This paper presents test results of abrasion resistance of titanium alloys and processing methods improving anti-friction properties of these alloys. The impact of such treatment methods as cementation, galvanic treatment and burnishing on the abrasion resistance was discussed in particular.

ADAMSKI W.

Numerical Representation of Aircraft Geometry

This is a presentation of the main kinds of curves and surfaces, and their polynomial forms being a starting point of working out a program for EMC.

BORGOŃ J.

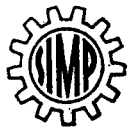
Selected Problems of Non-static Operation of Air Compressors in Turbine Engines

In the article are presented the mechanism, causes and symptoms and effects of the unsatisfactory operation of turbine engine compressors both on the ground and in flight. Limitations of the engine operating ranges, preventing an engine from surge, have been discussed.

BARTOSZEWSKI P.

Yak-23 Fighter Plane

The article presents the development of Yak-23 fighter plane, its versions, operation in Polish aviation in 1951—1955 and its technical description.



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XXXIV MARZEC 1979

T E C H N I K A

lotnicza

i A S T R O N A U T Y C Z N A

3

Chlubne tradycje, współpraca z ZSRR, nowe zadania

(Wystąpienie premiera Piotra Jaroszewicza na uroczystościach jubileuszu 50-lecia zakładów przemysłu lotniczego PZL w WSK PZL-Rzeszów 9 grudnia 1978 r.)

Naszemu przemysłowi lotniczemu, matce polskich skrzydeł, wybiło na zegarze równe pół wieku — stwierdził premier. — Nieprzypadkowo spotykamy się na ziemi rzeszowskiej. Wszak tutaj znajdują się dwa największe zakłady branży lotniczej, które tworzą czołówkę polskiego przemysłu maszynowego. Ich załogi dawały wielokrotnie dowody patriotyzmu, rzetelności zawodowej i zaangażowanej pracy. W programie VI i VII Zjazdu Partii przemysł lotniczy został postawiony w rzędzie gałęzi rozwojowych, szczególnie ważnych dla gospodarki, co więcej — został uznany za nasz przemysł narodowy.

W ciągu 50 lat polski przemysł lotniczy przeszedł długie i chlubne koleje. Rozdział międzywojenny, bogaty w sukcesy konstrukcyjne i sportowe, sprowadzał się jednak do wysiłku grupy zapaleńców, entuzjastów nowej dziedziny techniki, jaką było lotnictwo. Wojna ten wysiłek przerwała.

Potencjał branży lotniczej, w tym wytwórnie w Rzeszowie i w Mielcu zbudowane w roku 1938, był wykorzystywany przez okupanta do celów produkcji zbrojeniowej — powiedział P. Jaroszewicz. To zaś, że wyniki były gorsze niż wróg się spodziewał, jest zasługą robotników i inżynierów Waszej branży, którzy z narażeniem życia organizowali sabotaż na terenie tych fabryk, zapisując piękne karty w dziejach polskiego ruchu oporu.

Wysiłek zbrojny narodu, nowa orientacja polityczna i nowy system sojuszków obrony za sprawą Polskiej Partii Robotniczej i całej lewicy społecznej spowodowały, że II wojnę światową zakończyliśmy największym w naszych dziejach zwycięstwem, że z odmetów niewymownych cierpień i zniszczeń Polska odrodziła się w nowym kształcie ustrojowym, zespoliła swoje losy i przyszłość z socjalistycznym budownictwem.

Nowe stosunki społeczne, współpraca ze Związkiem Radzieckim i jego pomoc, ofiarność kadry — oto czynniki, które pozwoliły odbudować zniszczone fabryki, wznowić i rozwinąć produkcję, dźwignąć Wasz przemysł na nowy, nieporównanie wyższy szczebel.

Podstawą stał się w pierwszym okresie dopływ dokumentacji urządzeń, licencji i zamówień z ZSRR. Dziś możemy mówić o szerokiej, wzajemnie korzystnej współpracy pol-

skiego i radzieckiego przemysłu lotniczego. W tym jest też miara przebytej drogi.

Rozwój Waszego przemysłu — kontynuował mówca — będzie również w przyszłości oparty na pomocy i partnerskiej współpracy ze Związkiem Radzieckim, a w tej mierze na jego wielkim zapotrzebowaniu na sprzęt lotniczy produkowany w Polsce.

Polski przemysł lotniczy przeżywa współcześnie swoje dobre lata. Mówi o tym wdrażanie nowej techniki i nowych technologii, stosowanie coraz sprawniejszych i bardziej efektywnych metod produkcji. W połączeniu z gospodarską skrętnością załóg pozwala to wygospodarować w Waszych fabrykach poważne oszczędności surowców i materiałów. Umożliwia dynamiczne rozwijanie eksportu, na który składają się samoloty, śmigłowce, silniki lotnicze i inne wyroby.

Równie wysoko jak wyniki produkcyjne, ekonomiczne i techniczne cenimy te wartości, które umożliwiają ich osiągnięcie — działalność polityczno-społeczną i ideowo-wychowawczą, kształtującą świadomość i postawę w duchu umiłowania i służenia socjalistycznej Polsce, w duchu aktywnej obecności w rozwiązywaniu naszych współczesnych narodowych spraw.

Bardzo na Was, Towarzysze, i na Wasz przemysł liczymy — powiedział dalej P. Jaroszewicz. Również teraz, kiedy ogromnie skomplikowały się zewnętrzne warunki ekonomiczne naszego rozwoju, kiedy coraz trudniej na rynkach międzynarodowych o potrzebne nam surowce, materiały, a czasem i technologie, kiedy coraz więcej przychodzi płacić za to co w krajach kapitalistycznych kupujemy, a lokowanie naszych towarów za granicą napotyka rozliczne przeszkody. Jestem pewny, że w realizacji przyszłorocznego planu, który jest trudny ale niezbędny dla utrzymania i osiągnięcia głównych celów naszej polityki społecznej, przemysł lotniczy odegra istotną rolę. Wysiłek, jaki podejmiecie, powinien pójść w kierunku zmniejszenia materiało- i energochłonności produkcji, co skutecznie robicie, w kierunku dalszego podnoszenia wydajności pracy i jakości wytwarzanych wyrobów, a w konsekwencji — do obniżenia społecznych kosztów produkcji.

W zakończeniu, w imieniu kierownictwa partii i państwa, w imieniu CRZZ premier złożył wszystkim pracownikom polskiego przemysłu lotniczego z okazji ich jubileuszu serdeczne podziękowanie za rzetelną pracę, obywatelskie inicjatywy i zaangażowanie.

(PAP)



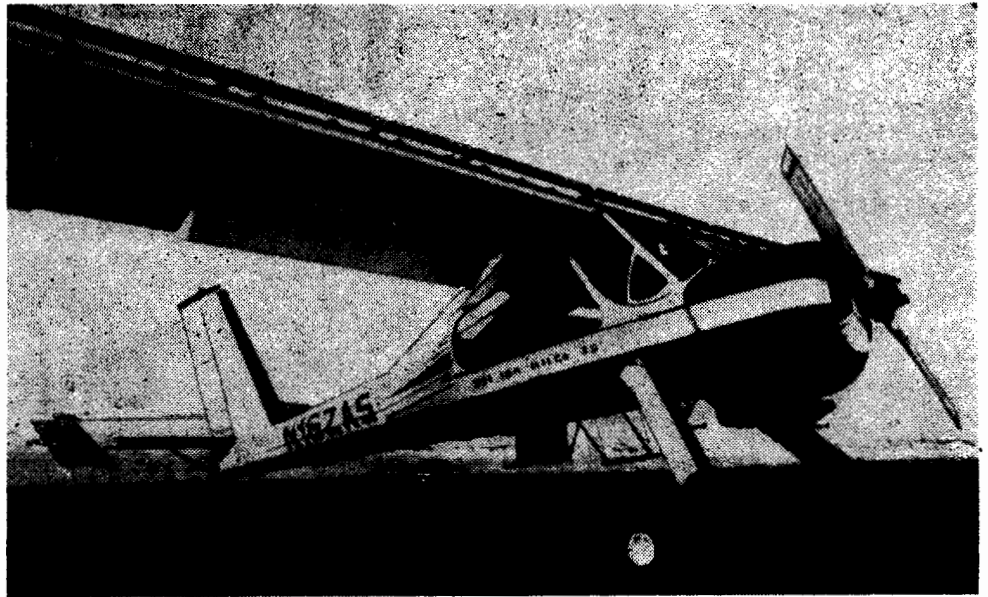
POLSKA

● 9 grudnia ub. roku w zakładach produkcji silników WSK PZL-Rzeszów odbyła się centralna uroczystość z okazji 50-lecia powstania Państwowych Zakładów Lotniczych PZL. Na uroczystość przybyli m. in. przewodniczący Rady Ministrów PRL Piotr Jaroszewicz, przewodniczący Centralnej Rady Związków Zawodowych W. Kruceczek, minister Przemysłu Maszynowego A. Kopeć oraz przedstawiciele organizacji politycznych i społecznych. Premier Jaroszewicz stwierdził w swoim przemówieniu, iż polski przemysł lotniczy przeżywa obecnie swoje dobre lata. Do produkcji wdrożono nową technikę, co pozwoliło na znacznie większą efektywność wytwarzania sprzętu latającego. Dobry jakościowo sprzęt i jego szeroki asortyment umożliwił intensyfikację eksportu, który już wynosił do 90% wartości całej produkcji przemysłu lotniczego. Piotr Jaroszewicz przewiduje bardzo poważne zwiększenie, już w bliskiej przyszłości, wartości produkcji polskiego przemysłu lotniczego i rozszerzenie jego profilu.

● W ostatnim ubiegłorocznym numerze czasopisma „Skrzydłata Polska” został zamieszczony artykuł naczelnego dyrektora Zjednoczenia Przemysłu Lotniczego i Silnikowego PZL Krzysztofa Kuczyńskiego. Autor omówił w artykule stan obecny i przyszłość polskiego przemysłu lotniczego, którego potencjał jest w 90% zaangażowany w wytwarzanie specjalistycznego sprzętu na cele gospodarcze. Główny kierunek specjalizacji polskiego przemysłu lotniczego obejmuje:

- specjalistyczne samoloty i śmigłowce do prac agrotechnicznych,
- sprzęt lotniczy do lekkiego transportu,
- sprzęt do sportu lotniczego i szkolenia personelu latającego,
- współpracę kooperacyjną w zakresie lotnictwa komunikacyjnego i lekkiego.

W Polsce produkuje się 5 rodzajów samolotów rolniczych o udźwigu chemikaliów od 300 do 2500 kg. Tylko w 1977 r. dzięki zastosowaniu w szerszym zakresie sprzętu latającego w pracach agrotechnicznych, zysk rolnictwa i leśnictwa wzrósł o 2 mld złotych. W 1978 r. polskie samoloty rolnicze wykonały usługi agrotechniczne na 5 mln ha użytków rolnych i leśnych, w tym ok. 95% przeznaczono na nawożenie. W sprzęcie lekkim Polska rozwija produkcję śmigłowców. O klasie tych śmigłowców, latających we wszystkich warunkach atmosferycznych, świadczy fakt, iż są one użytkowane w ekspedycjach polarnych przez radzieckie lodolamacze atomowe. Rozpoczyna się produkcję samolotów komunikacji lokalnej, dółozu pasażerów i towarów do głównych węzłów komunikacji lotniczej. Są to samoloty An-28, które będą budowane na radzieckiej licencji. Opracowuje się nowe typy dwusilnikowych samolotów dla lotnictwa sanitarnego, do patrolowania lasów, które również będą służyły jako aerotaxi. Realizuje się umowy kooperacyjne zawarte z firmami Piper i Aérospatiale-BOCATA oraz z ZSRR, dla których produkujemy usterzenie, mechanizmy sterownicze, klapy i wysięgniki dla gondoli silnikowych, przeznaczane do aerobusów U-66. Dla realizacji tych zamierzeń rozbudowuje się zaplecze produkcyjne i naukowo-badawcze. Dziś polski przemysł lotniczy dysponuje 19 zakładami wyposażony-



Polska biało-czerwona Wilga 35 w USA N162 AS

mi w nowoczesny park obrabiarkowy i zatrudnia około 90 tys. pracowników o wysokich kwalifikacjach zawodowych. Ponadto przemysł lotniczy kooperuje ze 150 zakładami innych branż. Własne zaplecze naukowo-badawcze zdolne jest do samodzielnego opracowywania nowych konstrukcji samolotów rolniczych, śmigłowców oraz silników. Pod względem wielkości produkcji polski przemysł lotniczy zajmuje, po Związku Radzieckim, drugie miejsce wśród krajów RWPG. Polska jest drugim światowym producentem samolotów rolniczych i szybowców, a czwartym — śmigłowców. Biorąc pod uwagę całokształt działalności polskiego przemysłu lotniczego, stwierdzić można, iż plasuje się on na szóstym miejscu w skali światowej. Opracowane i już zatwierdzone perspektywiczne plany rozwoju polskiego przemysłu lotniczego przewidują jego trzykrotny wzrost w najbliższych 15 latach.

● Jeden z kilku wyprodukowanych do listopada ub. roku samolotów PZL-M-18 Dromader o udźwigu do 2500 kg chemikaliów, został przekształcony w samolot pożarniczy. Samolot jest przeznaczony głównie do wykrywania i zwalczania pożarów leśnych. Ilość paliwa znajdującego się w zbiornikach pozwala pożarniczemu Dromaderowi na patrolowanie maszywów leśnych przez 8 godzin.

● Polskie Linie Lotnicze LOT przewiozły w 1978 r. na swoich liniach zagranicznych ponad 1 mln pasażerów. Wzrost przewozów w porównaniu z poprzednim rokiem wyniósł 20%. Do tego wzrostu w głównej mierze przyczynił się rozwój przewozów czarterowych.

● Została zawarta umowa pomiędzy PRL i Stanami Zjednoczonymi, dotycząca komunikacji lotniczej. Zgodnie z jej ustaleniami przewiduje się zwiększenie liczby lotnisk docelowych do dwu (Polska przewiduje Chicago, jako drugie lotnisko na terenie USA), zniesienie dotychczasowych ograniczeń liczby lotów czarterowych i częstotliwości lotów regularnych.

● Nowe przyrządy wyprodukowane przez WSK PZL-Warszawa II:

— zakrętomierze GZ-05 i GZ-06 przeznaczone są do wskazywania kierunku i przybliżonej wartości prędkości kątowej zakrętu wokół osi pionowej statku powietrznego

w zakresie $\pm 360^\circ/\text{min}$ oraz do wskazywania ślizgu w zakresie $\pm 12^\circ$. Zakrętomierze mogą być stosowane w śmigłowcach i samolotach o niskich osłogach wyposażonych w sieć pokładową o napięciu 28 V prądu stałego (GT-05) lub 12 V prądu stałego (GZ-06). Masa — 0,6 kg, czas rozruchu — maks. 1,5 min, zakres temperatury pracy: $-35^\circ \div +70^\circ\text{C}$. Błędy wskazań i tłumienia zgodne z normą TSO C3b, pozostałe wg norm brytyjskich;

— urządzenia przeciwbłodzeniowe. Urządzenia programujące układu przeciwbłodzeniowego typu EN-02 i EN-03 są urządzeniami elektronicznymi zbudowanymi w oparciu o technikę analogową przy użyciu wzmacniaczy operacyjnych i tranzystorów krzemowych. Przeznaczone są do automatycznego sterowania według ustalonego programu styczników włączających elementy grzejne. W porównaniu z dotychczas stosowanymi programatorami mechanicznymi, nowe programatory pozwalają na znaczne zmniejszenie liczby kolektorów prądowych potrzebnych do przekazywania energii elektrycznej elementom grzejnym oraz upraszczają sterowanie stycznikami. Urządzenia programujące mają możliwość wydłużenia o 50% cyklu pracy przy obniżaniu temperatury od $+5$ do -20°C oraz ręczną regulację tego czasu w zakresie od 40 do 180 s.

● Rozszerza się zakres usług agrotechnicznych świadczonych przez polskie śmigłowce. W 1976 r. śmigłowce przeprowadziły usługi agro na powierzchni 50 tys. ha, w 1978 r. już na 1200 tys. ha, a jak zakładają plany — w 1979 r. śmigłowce obsłużą już 2000 tys. ha.

● W dniach 9 i 10 grudnia 1978 r. odbyła się w Wałbrzychu konferencja lotnicza nazwana „Pierwszym Ogólnopolskim Sejmikiem Lotniarskim”, połączona z posiedzeniem Komisji Lotniczej Zarządu Głównego Aeroklubu Polskiego. W toku konferencji omówiono m.in. zagadnienie startów holowanych, warunkujących rozwój tej dyscypliny sportu w nizinnych regionach Polski. Ponadto doc. dr inż. Jerzy Wolf z Instytutu Lotnictwa przedstawił wyniki swej pracy, która stanowi istotny wkład techniki lotniczej do sprawy bezpieczeństwa latania — również na szybowcach i samolotach. W wyniku konferen-

cji można oczekiwać uaktywnienia w kraju działalności lotniowej. Wyrazem tego uaktywnienia będzie zorganizowanie kursu unifikacyjnego dla instruktorów lotniowych, organizacja kilku krajowych zawodów lotniowych w 1979 r. oraz uczestnictwo polskich zawodników w mistrzostwach świata we Francji i mistrzostwach Europy w Austrii. Na Konferencji przyjęto również projekt utworzenia na ziemi wałbrzyskiej, dysponującej odpowiednimi terenami lotniowymi, Centralnego Ośrodka Szkolenia Lotniowego Aeroklubu PRL.

● W grudniu ub. roku odbyła się w Politechnice Warszawskiej obrona pracy doktorskiej mgr inż. Mieczysława Borkowskiego nt. „Wpływ składu i struktury tworzyw sztucznych wzmocnionych włóknem ciągłym na niektóre własności mechaniczne kompozytu”. Promotorem był doc. dr hab. A. Wilczyński.



BELGIA

● Belgia — jeden z krajów NATO, który zakupił lekkie myśliwsko-bombowe samoloty amerykańskie F-16 określiła całkowitą cenę tego samolotu: wynosi ona 6,09 mln dol. Belgia, kooperująca przy jego produkcji, płaci za 60% elementów w dolarach, pozostałe 40% będzie spłacała ok. 16% drożej niż wynosił obecny parytet belgijskiego franka. Minister finansów Belgii oświadczył, że w przypadku zakupu tych samolotów bezpośrednio od amerykańskiego producenta, koszt jednego samolotu byłby niższy o 30% w porównaniu z kosztem samolotu kooperacyjnego.



FRANCJA

● Wydział techniczny sztabu francuskiego lotnictwa wojskowego, wspólnie z firmą Aerospatiale opracował projekt ciężkiego samolotu szkolnego oznaczonego TB-30. Proces dmuchań w tunelu aerodynamicznym jest już zaawansowany tak, iż należy się spodziewać, że oblot TB-30 nastąpi jesienią 1979 r. TB-30 jest dwumiejscowym, metalowym samolotem z fotelami instruktora i ucznia umieszczonymi osobno. Jest on napędzany przez silnik AVCO Lycoming IO-540K o mocy 228 kW (300 KM). Rozpiętość wynosi 7,40 m, powierzchnia płata 9 m², wysokość samolotu 2,7 m. Urządzenie kabiny i charakterystyki lotne są upodobnione do samolotów bojowych. Samolot ma być w pełni akrobacyjny i ma się charakteryzować prostą konstrukcją przy dużym współczynniku wytrzymałości i bezpieczeństwa. Konstrukcja jest przewidziana na 10 000 h lotów szkolnych. Masa startowa 1200 kg, prędkość maksymalna 352 km/h, maks. prędkość nurkowania 463 km/h, prędkość przeciągnięcia 115 km/h, zasięg 1200 km, pułap 4600 m.

● Dwusilnikowy śmigłowiec Aerospatiale Dauphin 2 SA-365, napędzany 2 silnikami Turbomeca Arriel o mocy po 500 kW (650 KM) uzyskał certyfikat na loty w warunkach VFR. W sierpniu ub. roku taki sam certyfikat uzyskano w USA i W. Brytanii. Certyfikat francuski na loty w warunkach IFR otrzymano w październiku ub. roku.

● W dalszym ciągu trwa rozwój sprzedaży lekkich jednosilnikowych śmigłowców Aerospatiale Ecureuil (oznaczenie na rynku Stanów Zjednoczonych — AStar). We wrześniu 1978 r. portfel zamówień liczył już 300 zleceń. Przewidywane tempo produkcji ma wzrastać nieustannie i za rok powinno wynosić po 23 Ecureuil miesięcznie. Obecnie Aerospatiale prowadzi studia nad dwusilnikową odmianą Ecureuil, która mogłaby być alternatywnie wyposażona albo we francuskie silniki Arriel, albo w amerykańskie Lycoming LTS-101.

● Firma Dassault-Breguet przekazała morskiemu lotnictwu pierwsze trzy seryjne egzemplarze pokładowego samolotu myśliwsko-szturmowego Super Etendard. Łączne zamówienie opiewa na dostawę 71 tych maszyn.



RFN

● Zachodniemiecki przemysł lotniczy przeżywa okres prosperity w związku z rozpoczęciem produkcji bojowych samolotów Tornado, szkolno-bojowych Alpha Jet, wojskowych śmigłowców rozpoznawczych i przeciwzołgowych Bo-105 (łącznie zamówienie ok. 700 szt.). Również przemysł silników lotniczych może wykazać się sukcesem. Głównym producentem tego sprzętu jest firma MTU. W 1977 r. napływ nowych zamówień miał wartość ok. 1 mld dol. i był wyższy o 36% w porównaniu z wartością silników zamówionych w poprzednim roku.

● Od 1973 r., kiedy liczba motoszybowców osiągnęła w RFN swój szczyt, zaznaczył się wyraźny spadek zainteresowania tym sprzętem i nastąpiło zmniejszenie jego produkcji: w 1973 r. zarejestrowano 145 nowych motoszybowców, w 1977 tylko 55 szt. Jest to najniższy poziom zanotowany od 1968 r. Łącznie od 1963 r. zachodniemiecki przemysł lotniczy wyprodukował ponad 1500 motoszybowców. W dniu 31.12.1977 r. w RFN było zarejestrowanych 111 jednomiejscowych i 687 motoszybowców dwumiejscowych, w tym 235 motoszybowców z silnikami o mocy 44 kW (60 KM), 50 z silnikami 53 kW (72 KM), 288 motoszybowców z silnikami po 33 kW (45 KM) oraz kilkadziesiąt maszyn z silnikami w różnych klasach.



SZWAJCARIA

● Firma Pilatus przyjmuje aktywa zbankrutowanego przedsiębiorstwa Fairey-Brittan-Norman. Do tych aktywów należą: macierzyste zakłady Brittan-Norman na wyspie Wight i zakłady Fairey w Gosselies (Belgia), gdzie były produkowane samoloty Islander i Trislander. Wraz z aktywami Pilatus przejął również wszystkie uprawnienia Brittan-Norman. Licencyjna produkcja Islanderów w Rumunii i na Filipinach będzie kontynuowana. Wykupienie firmy Fairey-Brittan-Norman przez szwajcarskie przedsiębiorstwo ma na celu rozszerzenie profilu produkcji Pilatusa o dalsze samoloty STOL. W przyszłości Pilatus zamierza przeprowadzić akcję marketingową zakrojoną na szeroką skalę, usprawnić posprzedażny serwis i podjąć prace nad udoskonaleniem Islanderów, które będą oznaczone BN2-B.

● We wrześniu ub. roku odbył się oblot zmontowanego w państwowej firmie FFA

z Emmen licencyjnego samolotu myśliwsko-bombowego Northrop F-5E Tiger II. W bieżącym roku tempo montażu tych samolotów ma wynieść 2,5 szt. miesięcznie.



USA

● Dowództwo wojska ochrony wybrzeży (Cost Guard) w związku z koniecznością wymiany śmigłowców bliskiego rozpoznania i dla celów ratownictwa Sikorsky HH-52 przeprowadza próby śmigłowców: Sikorsky S-76, Bell 222 i francuski Dauphin (wszystkie te śmigłowce dopiero niedawno weszły do produkcji) dla wybrania następcy śmigłowca HH-52. Orzeczenie komisji dokonującej wyboru nastąpi w I kwartale br., po czym zamówi ona pierwszą partię (91 szt.) zwyczajnych śmigłowców. Podstawowe warunki postawione przez Cost Guard: prędkość przelotowa 185 km/h na wysokości 305 m, promień działania 278 km, czas zawisu min. 30 m, w którym ma on wywinąć trzech rozbitków o masie po 77 kg. Stający do konkursu Aerospatiale przedstawił nową odmianę Dauphin 2 z chowanym podwozem, napędzaną zamiast 2 francuskimi silnikami Arriel — 2 amerykańskimi Lycoming LTS-101. Wszystkie konkurujące śmigłowce mają specjalne wyposażenie dla obserwacji i ratownictwa.

● Boeing przystąpił do prac nad udoskonaleniem pasażerskich samolotów B-707. Samolot ten będzie wyposażony przez produkowane w kooperacji amerykańsko-francuskiej (General Electric) silniki CFM-56; jest on przeznaczony do eksploatacji na długich trasach (do 10 000 km) bez lądowania o niskim poziomie ruchu pasażerskiego. Oblot ma się odbyć w 1979 r., a uzyskanie certyfikatu przewidziane jest w 1980 r. Dzięki nowym silnikom ma się zwiększyć zasięg o 10% przy tej samej ilości paliwa, którego zużycie będzie mniejsze o 15% w stosunku do zużycia przez silniki JT3D, które obecnie napędzają B-707. Rozbieg B-707 — CFM-56 ma być krótszy o 13%, a poziom hałasu będzie się zmniejszał w przepisach FAR przewidzianych dla samolotów lat osiemdziesiątych. Przewiduje się, iż rynek powinien zapotrzebować do 200 szt. B-707 CFM-56, tzn. że dostawa silników obejmie do 1600 szt. W 1978 r. 60 przewoźników miało w eksploatacji 934 samoloty B-707.

● Firma Bede Aircraft Inc. pobrała od 9500 klientów zaliczki na dostawę kompletów elementów i kompletnych jednomiejscowych samolotów Bede-5 i dwumiejscowych Bede-7. Dotychczas nie dostarczyła ani jednego samolotu kompletnego i tylko 50 zestawów elementów do montażu w domu klienta. Z tych 50 zbudowanych rozbiło się 11 szt., a dwu pilotów zginęło. W obronie klientów stanęła Federalna Komisja Handlu, która wymusiła na właścicielu firmy J. R. Bedem albo zwrot wypłaconych zaliczek z procentami, albo wypłatę procentów tym klientom, którzy zechcą czekać na dostawę samolotów. Federalna Komisja również poleciła Bedemu odwołać reklamowych zapewnienia, iż montaż w domu pochłania tylko 800 roboczogodzin i że na jego samolotach może latać nawet niedoświadczony pilot. Wartość pobranych zaliczek wynosi 6,3 mln dol. Obecnie Bede stara się o uzyskanie kredytów w tej wysokości, aby podjąć produkcję samolotów. Wartość ewentualnej sprzedaży samolotów Bede ma wynieść 45 mln dol.



Przemysł lotniczy USA

Wytwórnice samolotów lekkich, rolniczych i śmigłowców

Wytwórnia	Miejscowość	Wyroby
Samoloty pasażerskie i wojskowe		
BOEING	Seattle, Waszyngton	BOEING MODEL 707, 727, 737, 747, 747SP 747-200F FREIGHTER, AWACS, YC-14
FAIRCHILD INDUSTRIES	Germantown, Maryland	FAIRCHILD REPUBLIC A-10
GENERAL DYNAMICS	St. Louis	GENERAL DYNAMICS F-111, F-16, CCV YF-16
GRUMMAN AEROSPACE CORPORATION	Nowy Jork	GRUMMAN HAWKEYE, A-6E INTRUDER, EA-6B PROWLER, EF-111A
LOCKHEED	Burbank, New Jersey, Waszyngton Marietta	LOCKHEED F-104, SR-71A, 85 ORION, CP-140 AURORA, S-3A VIKING, L-1011 TRISTAR MODEL 82 HERCULES, 1329-25 JETSTAR II C-141B STARLIFTER, C-5 GALAXY
MCDONNELL DOUGLAS CORPORATION MCDONNELL AIRCRAFT COMPANY	St. Louis Long Beach, Palmdale, Torrance	PHANTOM II, F-15 EAGLE, AV-8B Harrier, F-18 HORNET DC-8 FREIGHTER, DC-9, C-9B, DC-10, YC-15
NORTHROP	Century City, Los Angeles	F-5, TIGER II, NORTHROP/MCDONNELL DOUGLAS F-18 HORNET,
ROCKWELL INTERNATIONAL	El Segundo	BRONCO, INTERNATIONAL B-1, XFV-12A SABRELINER 60, 60A, 65, 75A, 80A, COMMANDER 112, 114, 500S, 690B, 700,
VOUGHT	Dallas	CORSAIR II
Samoloty lekkie i śmigłowce		
BEECHCRAFT	Salina	MODEL T-34C, 77, SIERRA 200, SUNDOWNER 180 i SPORT 150, BONANZA MODEL V35B, F33A/C, A36, BARON MODEL 95-B55, E55, 58P, 58 TC, DUKE B60
BELL HELICOPTER TEXTRON	Fort Worth	MODEL 205, 206B, BELL KIOWA, JETRANGER II, III, 206L, 214A/C, 222, 301
BELLANCA	Minnesota	VIKING, 7ECA/7GCAA/7GCBC/7KCB CITABRIA, 8CCBC SCOUT
BOEING VERTOL COMPANY		MODEL 107, 114, 234, 237, BO 105 EXECUTFAIRE
BRANTLY-HYNES	Frederick	MODEL B-2B, 305
CESSNA	Wichita	MODEL 150, R172E, CARDINAL, SKYLANE, 180 SKYWAGON, 210 CENTURION, 310 i 310II, 318 E DRAGONFLY, 337 SKYMASTER, 340A i 340A II, 402 i 402 II, 421 TITAN, CITATION
ENSTROM	Menominee	MODEL F-28, 280 SHARK
GATES LEARJET	Wichita	24E i 24F, 25D, 25F, 35A i 36A
GRUMMAN AMERICAN AVIATION	Savannah	GULFSTREAM II, III, AA-1C i T-CAT, AA-5A i CHEETAH, SUPER AG-CAT
HUGHES	Culver City	300, OH-6, 500M-D DEFENDER, 77
KAMAN	Bloomfield	SEASPRITE — UH-2, HH-2, SH-2
MOONEY	Kerrville	RANGER, EXECUTIVE, 201
PIPER	Lock Haven	PA-18 SUPER CUB 150 PA-239-250 AZTEC F, PA-25PAWNEE D, CHEROKEE CRUISER, PA-28R-102, PA-28-235 CHEROKEE PATHFINDER, PA-32R-300, PA-31-310 NAVAJO PA-34 SENECA II, PA-36PAWNEE BRAVE
PITTS	Afton	S-1 SPECIAL, S-2A SPECIAL
ROCKWELL	Bethany	COMMANDER 112, 114, 690B, 700, 710
SIKORSKY	Stratford	S-58T, S-61A, S-61B i S-61F S-69, 70, 72, 76
SWEARINGEN	San Antonio	MERLIN IIIA, IVA, SA-226TC METRO II
VOLPAR	Van Nuys	MODEL 18, TURBO 18 TURBOLINER
Samoloty rolnicze		
AIR TRACTOR	Olney	MODEL AT-301 AIR TRACTOR
EMAIR	Harlingen	EMAIR MA-1B
MARSH	Mesa	S2R-T TURBO THRUSH
WEATHERLY	Hollister	MODEL 201C

Zadania i przyszłość szturmowych odmian samolotów szkolno-treningowych (V)

Mgr WŁODZIMIERZ WĄSKOWSKI

W artykule omówiono główne zadania bojowe przewidziane dla odmiany bliskiego wsparcia samolotów Alpha-Jet, metody przeprowadzania operacji bojowych, charakterystykę, osiągi i uzbrojenie zapewniające skuteczność operacji wsparcia, a także oszczędności uzyskane przy eksploatacji Alpha-Jet w porównaniu z innymi samolotami tej klasy. Przedstawiono nowe zasady szkolenia w wojskowym lotnictwie Francji i Belgii po wprowadzeniu na wyposażenie samolotów Alpha-Jet.

Alpha-Jet — koncepcja operacji bojowych

Treningowo-bojowy samolot Alpha-Jet budowany jest w dwu odmianach: francuskiej, treningowej, oznaczonej jako *E* (*entrainement-trening*) i zachodniemieckiej, bojowej, oznaczonej *A* (*appui* — wsparcie).

W kolejnym szkicu poświęconym zagadnieniu rozwoju samolotów treningowo-bojowych omówiono koncepcję ich użytkowania tak w operacjach bojowych, jak i w dziedzinie treningu przyszłych pilotów wojskowych obu armii — Luftwaffe i l'Armée de l'Air.

Koncepcja użytkowania operacyjnego zachodniemieckiej bojowej odmiany Alpha-Jet została opracowana na podstawie obowiązującej doktryny operacyjnej NATO MC 14/3, która stawia przed wojskowym lotnictwem RFN następujące zadania:

— obronę i osłonę z powietrza pierwszej rubieży, przy czym wojskowe lotnictwo tego kraju ma być pierwszą działającą formacją,

— taktyczne wsparcie całokształtu rozwijanego uderzenia własnych oddziałów, a m.in. zwalczanie i niszczenie nieprzyjacielskich samolotów i śmigłowców na ziemi, wiązanie natarcia nieprzyjaciela przez ryglowanie jego pozycji wyjściowych na zapleczu i na polu walki, bezpośrednie zwalczanie nieprzyjacielskich oddziałów lądowych na polu walki przez wsparcie własnych oddziałów wojsk lądowych i przechwytywanie nieprzyjacielskich samolotów przez własne samoloty myśliwskie.

W celu zadośćuczynienia wymogom stawianym przez wymienioną doktrynę NATO, sztab Luftwaffe opracował i obecnie wprowadza w życie koncepcję tzw. siły mieszanej (*Force Mix*).

W skład *Force Mix* ma wchodzić kilka rodzajów samolotów, z których każdy ma do wypełnienia odrębne zadanie operacyjne. Luftwaffe przewiduje następujące rodzaje samolotów tworzące *Force Mix*:

— ciężkie samoloty myśliwsko-bombowe, działające w każdych warunkach atmosferycznych i o każdej porze dnia i nocy,

— ciężkie samoloty myśliwsko-bombowe, których operacje są częściowo ograniczone przez warunki atmosferyczne lub porę dnia,

— lekkie samoloty wsparcia i myśliwsko-bombowe.

Do pierwszej grupy samolotów będą zaliczane, po ich wejściu na wyposażenie Luftwaffe, samoloty Tornado (dawna nazwa MRCA — *multirole combat aircraft* — wielozadaniowe samoloty bojowe, produkowane w kooperacji przez przemysł lotniczy: RFN, Anglii i Włoch, podobnie zespoły napędowe do nich, silniki Rolls-Royce RB-199); do drugiej należą samoloty Phantom, znajdujące się już na wyposażeniu Luftwaffe; do trzeciej grupy — samoloty Alpha-Jet, w które Luftwaffe uzbroi swoje eskadry lekkich samolotów myśliwsko-bombowych i bliskiego wsparcia do 1983 r., zastępując nimi przestarzałe samoloty G-91.

Luftwaffe w następujący sposób określiło zadania dla każdej z wymienionych grup samolotów:

— samoloty Tornado zwalczają nieprzyjacielskie lotnictwo na ziemi, zapewniają ryglowanie pozycji nieprzyjaciela, w niektórych przypadkach biorą udział w zwalczaniu oddziałów wojsk lądowych nieprzyjaciela na polu wal-

ki. Tornado przeprowadzają swoje operacje w każdych warunkach atmosferycznych oraz o każdej porze dnia i nocy;

— samoloty Phantom zwalczają lotnictwo nieprzyjaciela w powietrzu, wykonując zadania samolotów przechwytyjących oraz przeprowadzają operacje podobne jak Tornado, z tą różnicą, że ich wykonanie uzależnione jest od panujących w chwili przeprowadzenia akcji warunków atmosferycznych i pory dnia;

— samoloty Alpha-Jet przeznaczone są przede wszystkim do operacji bliskiego wsparcia na polu walki i działają w operacjach bojowych całego lotnictwa wojskowego RFN.

Do szczegółowych zadań samolotów Alpha-Jet należy:

— bezpośrednie zwalczanie nieprzyjacielskich wojsk lądowych, tak siły żywej, jak broni pancernej i atakujących śmigłowców,

— ochrona wraz z samolotami Phantom obszaru powietrznego nad polem walki,

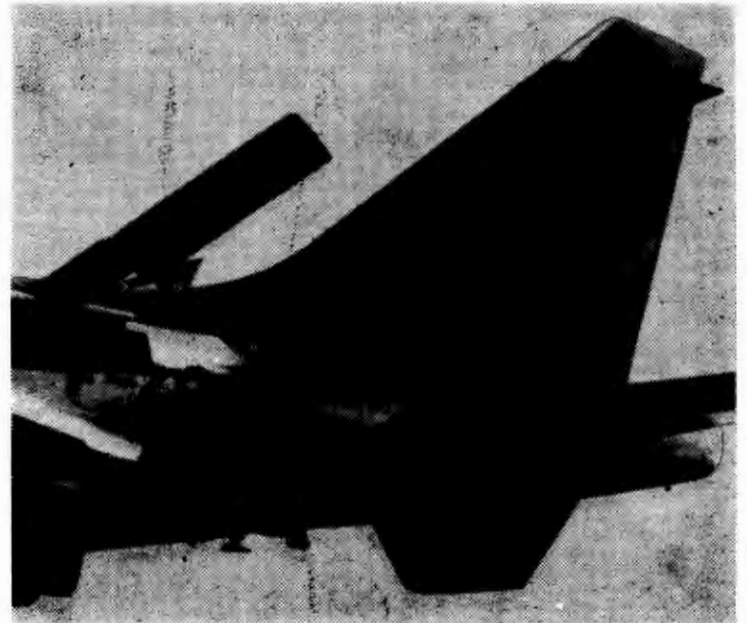
— zwalczanie nieprzyjacielskiej żeglugi w strefie brzegowej [1].

Zgodnie z poglądem sztabu zachodniemieckiego lotnictwa do wykonania wymienionych zadań konieczne jest równoczesne użycie większej liczby lekkich samolotów myśliwsko-bombowych i samolotów wsparcia (w naszym przypadku samolotów Alpha-Jet), tj. samolotów o dużej zdolności manewru, zwrotnych, silnie uzbrojonych i szybkich (prędkość do $M=0,90$). Te zalety w znacznym stopniu utrudnią nieprzyjacielskiej obronie przeciwlotniczej zdolność efektywnego rażenia operujących samolotów i przyczynią się do skuteczności operacji bojowych.

Zdaniem sztabu Luftwaffe najlepiej przystosowanym samolotem do wyżej wym. operacji jest maszyna o masie własnej nie przekraczającej 4000 kg i zdolności transportu podwieszanego uzbrojenia do 2500 kg, nie licząc wmontowanej broni lufowej z amunicją.

Samoloty o masie startowej 7500÷8000 kg stanowią znacznie trudniejszy do trafienia cel niż wprowadzane obecnie na uzbrojenie w Stanach Zjednoczonych samoloty wsparcia Fairchild A-10 o masie własnej 10 000 kg i masie startowej ponad 20 000 kg.

Samoloty klasy Alpha-Jet zabierające 2200 kg uzbrojenia podwieszanego mogą być wyposażone w tego samego rodzaju uzbrojenie co prawie trzy razy większe samoloty A-10 [2]. Wreszcie ostatni argument sztabu Luftwaffe — samolot klasy Alpha-Jet jest w porównaniu z amerykańskimi



Rys. 1. Hamulec aerodynamiczny samolotów Alpha-Jet — widok z boku

kim samolotem A-10 2,5 raza tańszy (jednostkowa cena płatowca wraz z zespołem napędowym Alpha-Jet wynosi ok. 2,5 do 3,5 mln dolarów, podczas gdy samolotów A-10 przekracza 6 mln dolarów). Różnica w cenie samolotu oraz możliwość użycia ich większej liczby w operacji — są to najważniejsze argumenty, świadczące na korzyść samolotów Alpha-Jet i jego angielskiego konkurenta samolotu Hawk. Może wyłonić się pytanie: dlaczego Luftwaffe nie wybrała jeszcze mniejszych samolotów, takich jak np. hiszpańskie CASA-101? Odpowiedź jest prosta. Samoloty o znacznie niższych osiągnięciach i gorszych charakterystykach niż samoloty Alpha-Jet (prędkość maksymalna CASA 101 jest mniejsza o ok. 300 km/h oraz ma on dwa razy słabsze uzbrojenie podwieszane) nie mogą wykonywać zadań stawianych przez wymogi zachodniemieckiego lotnictwa wojskowego samolotom tej klasy. Z powyższych względów samoloty Alpha-Jet są „złotym środkiem” pomiędzy ciężkimi samolotami wsparcia (amerykańskie A-10) oraz lekkimi (CASA-101, czy MB-339 i MB-340). Należy zatem sądzić, iż będą one jeszcze długo eksploatowane (przypominam, iż okres eksploatacji samolotów Alpha-Jet przy 500 godzinach rocznego nalotu przewidziany jest dla zachodniemieckiej odmiany wsparcia na 12 lat, odmiany francuskiej — treningowej na 20 lat. Oznacza to praktycznie, iż będą one użytkowane aż do końca XX wieku, jako że ich produkcja seryjna rozwinęła się dopiero w bieżącym roku [3]).

Sztab Luftwaffe przy opracowywaniu koncepcji przyszłego lekkiego samolotu myśliwsko-bombowego i bliskiego wsparcia wysunął następujące postulaty dotyczące jego charakterystyki:

- ma on być przystosowany do elastycznej i natychmiastowej operacji bojowej,
- musi mieć duży zasięg operacyjny,
- powinien mieć możliwość transportu dużej masy uzbrojenia alternatywnego,
- ma być przystosowany do lotu w każdych warunkach atmosferycznych i o każdej porze dnia lub nocy,
- powinien mieć zdolność prowadzenia operacji bojowych nawet w gorszych warunkach atmosferycznych i przy małej widzialności.

Czy Alpha-Jet jest w stanie spełnić pokładane w nim nadzieje i sprostać wymienionym zadaniom?

W połowie ub. roku, tj. po zejściu z taśm montażowych pierwszych seryjnych samolotów Alpha-Jet wiele fachowych czasopism lotniczych (Interavia, Flug Revue, Air et Cosmos, Aviation Magazine oraz inne) oceniało walory tego samolotu, wchodzącego na uzbrojenie największej potęgi militarnej NATO na terenie Europy — RFN.

Najciekawszą wypowiedź na ten temat można znaleźć w publikacji Hermanna Friedla [4] w Interavii. Poniższe rozważania są oparte m.in. na tym dokumencie.

Czynnik czasu przy wyszukiwaniu i rażeniu celu

W walce na przedniej rubieży wykorzystanie czasu stanowi jeden z ważniejszych elementów powodzenia operacji. Trudność polega na tym, że w akcji na przedniej rubieży lokalizacja celu stale zmienia się, co często przesądza o po-



Rys. 2. Prace obsługowe przy silniku Larzac 04. Budowa modułuwa tego silnika umożliwia wymianę elementów i całych zespołów bez konieczności demontażu całego silnika

wodzeniu całej operacji. Po zasygnalizowaniu miejsca, gdzie znajduje się cel, operacja musi nastąpić natychmiast. Samoloty przeznaczone do tego rodzaju operacji muszą zatem znajdować się w stałym operacyjnym pogotowiu. Czy Alpha-Jet spełnia ten podstawowy warunek oraz czy przewyższa pod tym względem samoloty konkurencyjne? Autorzy przytoczonej bibliografii, analizując to zagadnienie z całą stanowczością stwierdzają, iż Alpha-Jet przewyższa pod względem operatywności zarówno swych poprzedników, jak i konkurentów. Oto przedstawione argumenty [4]. Prace obsługowe przy Alpha-Jet zostały znacznie skrócone w porównaniu z innymi samolotami. Na 1 h lotu prace obsługowe pochłaniają w przypadku Alpha-Jet tylko 7 roboczogodzin, podczas gdy dla samolotu G-91 wymaga się już 23 roboczogodzin. Napełnianie zbiorników paliwem trwa tylko 16 minut. W tym samym czasie odbywa się załadunek zasobników amunicji. Podwieszanie podpłatowego uzbrojenia nie zabiera więcej niż 8 minut. Przypuszcza się, iż wszystkie te czynności, w miarę dochodzenia przez obsługę naziemną do wprawy, zostaną skrócone do 10 minut.

Autorzy opracowań stwierdzają, iż żaden z istniejących współcześnie samolotów tej klasy nie jest w stanie rywalizować pod tym względem z Alpha-Jetem. Jeżeli dzienna zdolność do operacji oznaczyć jako 100, to wskaźnik dla angielskiego samolotu Hawk wynosi 85, dla samolotu Saab-105 — 81, dla amerykańskiego Harriera (AV-8B) 70, wreszcie zaś dla poprzednika Alpha-Jet, tj. samolotu G-91 wskaźnik ten zmniejsza się aż o 70%, tzn. do 30 [5]. Powyższe zestawienie świadczy, iż operatywność i dyspozycyjność samolotów Alpha-Jet jest rzeczywiście bardzo duża. Natomiast autor niniejszego szkicu ma odmienne zdanie o walorach użytkowych Alpha-Jeta. Sądzi bowiem, iż w tej klasie samolotów przoduje odmiana treningowo-bojowa amerykańskich samolotów treningowo-bojowych Northrop F-5F [6].

Zasięg samolotu Alpha-Jet

Alpha-Jet przy takim udźwigu uzbrojenia podpłatowego jaki może transportować samolot G-91 ma zasięg trzy razy większy. Przy dwa razy większej masie uzbrojenia podpłatowego niż wynosi maksymalny udźwig samolotu G-91, zasięg Alpha-Jeta jest dwa razy większy. Promień operacyjny Alpha-Jeta w zależności od wielkości masy uzbrojenia oraz konfiguracji lotu bojowego, tj. czy jest to lot lo-lo-lo, czy też hi-lo-hi waha się od 350 do 900 km, zasięg zaś przy operacji patrolowania i konwojowania może być nawet wydłużony do 1700÷2000 km (lo-lo-lo jest to lot koszący w czasie całej operacji, hi-lo-hi oznacza, iż dolot i powrót przeprowadzane są na dużej wysokości, natomiast trwająca do 5 min akcja nad celem — na wysokości do 15 m). Typowy lot bojowy w zakresie wysokości hi-lo-hi z 6 bombami o masie po 250 kg i pełnym zapasie amunicji do działka (150 pocisków) wynosi 520 km. Przy locie bojowym na małej wysokości (lot koszący) i takim samym uzbrojeniu promień działania zmniejsza się do 350 km. Alpha-Jet uzbrojony w dwa zasobniki z raketami (2 X po 36 rakiet) i z pełnym zapasem amunicji do działka ma promień do 520 km (lot lo-lo-lo) i 910 km przy locie hi-lo-hi.

Zdolność manewru i uzbrojenie

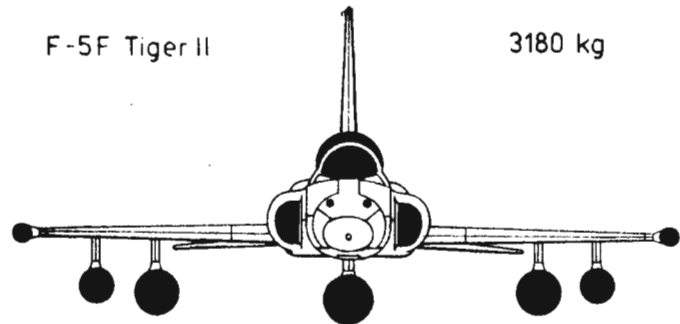
Samoloty Alpha-Jet są przede wszystkim przeznaczone do zwalczania broni pancernej nieprzyjaciela i obezwładniania jego siły żywej, dlatego też oprócz odpowiednio dużej masy uzbrojenia muszą się one wykazywać odpowiednią zdolnością manewrową, tak aby w trakcie operacji pilot mógł błyskawicznie przeprowadzać korektę kierunku na ruchomy cel. Jak wykazują poniższe rysunki, Alpha-Jet dysponuje dobrą zwrotnością tak poziomą, jak i pionową, ponadto zaś przy dużym współczynniku przeciążenia strata prędkości jest minimalna.

Maksymalny udźwig podwieszanego uzbrojenia odmiany bojowej samolotów Alpha-Jet wynosi 2200 kg, co pozwala transportować uzbrojenie o dużej skuteczności rażenia. Ponadto Alpha-Jet dysponuje bronią lufową wmontowaną w przednią część kadłuba. Są to: albo działko 30 mm, albo też dwa karabiny maszynowe 27 mm Mausera. Działko ma 150 pocisków. Częstota odpalania pocisków wynosi 1700/min, co pozwala na przeprowadzenie dwu lub trzech ataków trwających po ok. 1,5 s każdy. Działko jest przystosowane do obstrzału powietrze-powietrze lub powietrze-ziemia (takie działko stanowi również standardowe wyposażenie wszystkich samolotów Tornado, francuska odmiana samolotu Alpha-Jet jest wyposażona w działko produkcji francuskiej). Dotychczas nie zostało ustalone, czy Alpha-

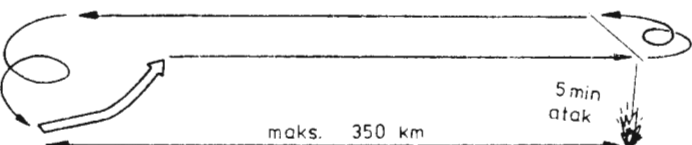
-Jet (mowa o odmianie zachodnoniemieckiej) zostanie również wyposażona obok rakiet i bomb w pociski zdalnie kierowane. W bieżącym roku czynione są próby uzbrojenia samolotu w pociski Maverick naprowadzane systemem elektrooptycznym (wówczas Alpha-Jet byłby samolotem jednomiejscowym, jak Dassault-Breguet-Dornier zaproponowali Marynarce Wojennej USA).

Alternatywne uzbrojenie samolotów Alpha-Jet stanowi kombinację następujących rodzajów broni o masie nie przekraczającej 2200 kg:

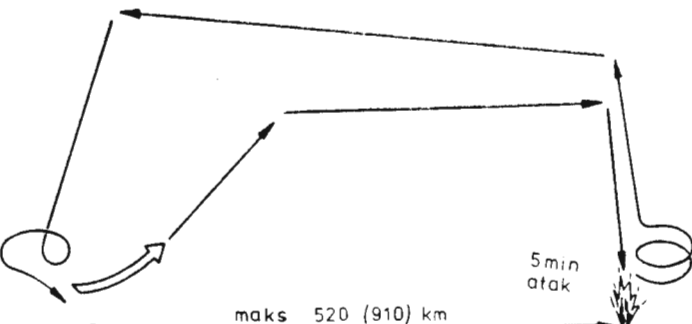
- 1 działko,
- 2 pociski powietrze-powietrze,
- 4 pociski powietrze-ziemia,
- 8 bomb po 250 kg + zasobniki z rakietami,
- 2 bomby po 50 kg + zasobniki z rakietami,
- 6 zasobników dla bomb kulowych lub małych bomb innego rodzaju,
- 2 zasobniki z napalmem (2 × 375 kg)
- 6 zasobników z napalmem (6 × 250 kg)
- zasobniki z rakietami
- rakiety F-1 i 2 zasobniki po 36 szt. rakiet 68 mm



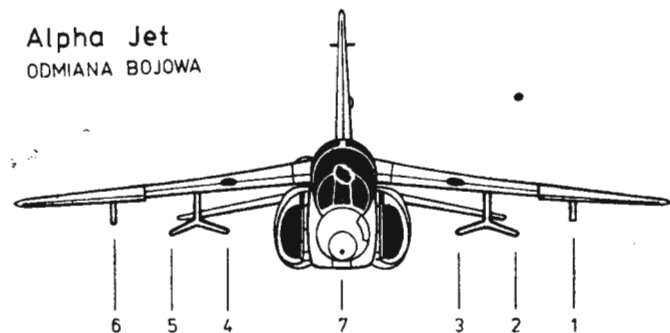
Rys. 3. Odmiana szkolno-bojowa amerykańskiego samolotu Northrop Tiger II F-5 F



Rys. 4. Koncepcja lotu bojowego samolotu Alpha-Jet w zakresie wysokości lo-lo-lo. Uzbrojenie wmontowane: jedno działko 30 mm i 150 pocisków; uzbrojenie podwieszane: sześć bomb po 250 kg. Promień działania 350 km



Rys. 5. Koncepcja lotu bojowego samolotu Alpha-Jet w zakresie wysokości hi-lo-hi. Uzbrojenie wmontowane: jedno działko 30 mm i 150 pocisków; uzbrojenie podwieszane: sześć bomb po 250 kg. Promień działania 520 km. Przy uzbrojeniu podwieszanym składającym się z dwu wyrzutni rakiet (2×36 rakiet) promień działania wzrasta do 910 km



Rys. 6. Układ zaczepów do uzbrojenia podwieszanego odmiany bojowej samolotu Alpha-Jet

- rakiety M-155 6 zasobników po 30 szt. rakiet 68 mm
- rakiety LAU-51 4 zasobniki po 19 szt. rakiet 70 mm
- 2 zbiorniki paliwa po 310 l.

Wyszukanie i odnalezienie celu w dużym stopniu uzależnione jest od kilku obiektywnych czynników, np.: stopnia wyszkolenia pilota, zamaskowania celu przez nieprzyjaciela, złej widzialności, zachmurzenia itp. Z powyższych względów samolot Alpha-Jet musi mieć zdolność lotu w każdych warunkach atmosferycznych i o każdej porze dnia. Natomiast w celu uniknięcia możliwych pomyłek, jak np. zaatakowanie własnych pozycji i dla skuteczności operacji, rozpoznania stanowisk ogniowych nieprzyjaciela, jego ruchomych lub zamaskowanych celów — konieczne jest prowadzenie obserwacji wzrokowej. Dlatego też, pomimo że Alpha-Jet przystosowany jest do lotu w każdych warunkach atmosferycznych i o każdej porze doby — nie stawia mu się wymogów prowadzenia operacji bojowych w każdych warunkach. W przewidywaniu jednak powstania konieczności zwalczania celów nieprzyjaciela również w niesprzyjających warunkach system uzbrojenia samolotów Alpha-Jet przystosowany jest do akcji nawet w trudnych warunkach, z tym jednak zastrzeżeniem, iż cel może być wykryty przez bezpośrednią obserwację wzrokową.

Zdolność przetrwania samolotów Alpha-Jet

Sztab wojsk lotniczych RFN wyraża opinię, iż samoloty klasy Alpha-Jet są w operacjach najbardziej narażone na przeciwdziałanie naziemnej obrony przeciwlotniczej. Dlatego jest sprawą bardzo ważną, aby maksymalnie skrócić czas operacji dla uzyskania odpowiedniej zdolności do przetrwania (nie może ona trwać dłużej niż 5 minut). Dlatego należy przeprowadzać akcję z możliwie małej wysokości przy dużej własnej prędkości, gwałtownych manewrach i zakrętach. Alpha-Jet ma, zdaniem teoretyków Luftwaffe, wystarczająco dużą prędkość kątową i może przeprowadzać operację nawet na wysokości 15 m przy prędkości do 700 km/h. Te dwa czynniki powinny zapewnić samolotowi względnie wysoki współczynnik przetrwania. W celu uniknięcia niebezpieczeństwa zaatakowania własnych oddziałów, Alpha-Jet wyposażony jest w urządzenie IFF pozwalające na stwierdzenie, czy znajdują się przed nim własne oddziały, czy też nieprzyjaciel. Ponadto Alpha-Jet ma wbudowany system ostrzegania elektronicznego, chroniący go przed nieprzyjacielskim rozpoznaniem.

Zagrożenie zniszczenia lądowisk samolotów Alpha-Jet

Istotnym czynnikiem skuteczności operacji samolotów klasy Alpha-Jet jest zapewnienie bezpieczeństwa lądowisk, na których one bazują (przypominamy, iż samoloty bliskiego wsparcia są pierwszą formacją, która zwalcza nieprzyjacielskie zagony pancerne na najbardziej wysuniętej rubieży). Z tego też powodu samoloty Alpha-Jet, podobnie jak Hawk, muszą dysponować możliwie krótkim rozbiegiem, aby w przypadku zniszczenia przez nieprzyjaciela nawet części pasa startowego mogły wzbiec się w powietrze. Samoloty Alpha-Jet są przystosowane do startu i lądowania nie tylko z lotnisk i odcinków dróg kołowych o utwardzonej nawierzchni, lecz nawet z przygodnych lądowisk gruntowych.

Rozbieg Alpha-Jet, w zależności od masy podwieszanego uzbrojenia, waha się od 450 do 530 m, a start na wysokość 15 m przy masie całkowitej 5000 kg wynosi 900 m. Start przy pracy tylko jednego silnika nie przekracza 900 m (prędkość wznoszenia 6 m/s); przy pracy 2 silników — 25 m/s. Na wysokość 15 m Alpha-Jet wznosi się w ciągu 12 s od chwili zwolnienia hamulców. Równocześnie Alpha-Jet jest samolotem, którego eksploatacja przynosi duże oszczędności. Płk Friedel, który sam testował pierwszy serjyny Alpha-Jet (odmiana zachodnoniemiecka) stwierdził, iż na wysokości 9000 m i prędkości $M=0,7$ zużycie paliwa wynosi po 4,5 l na 1 silnik w czasie 1 minuty lotu.

Francuskie, treningowe odmiany samolotów Alpha-Jet

Uzbrojenie francuskich treningowych samolotów Alpha-Jet składa się z dwu wmontowanych karabinów maszynowych 27 mm i alternatywnie z 4 ćwiczebnych wyrzutni rakiet (firma Matra opracowała 10 typów wyrzutni rakiet, z czego 5 przeznaczono do treningu ogniowego, a 5 do operacji bojowych), 4 podwieszanych bomb o masie po 500 kg, 2 systemów wykrywania celu (DATS-1) i 2 odrzucanych zbiorników paliwa (2 × 310 l). Sztab l'Armée de l'Air przewiduje, iż po otrzymaniu zaplanowanych 200 szt. Alpha-Jetów, 70 szt. zostanie przystosowanych do akcji bliskiego wsparcia, jako lekkie samoloty myśliwsko-bombowe [7].

Nowe metody szkolenia pilotów po wprowadzeniu na wyposażenie Alpha-Jetów

W związku z wprowadzeniem na wyposażenie w l'Armée de l'Air i w belgijskim lotnictwie wojskowym samolotów Alpha-Jet, poważnej zmianie ulegnie metoda szkolenia pilotów wojskowych obu sił powietrznych.

Dotychczasowy system szkolenia pilotów wojskowych w l'Armée de l'Air przedstawiał się następująco:

Elew francuskich oficerskich szkół pilotów wojskowych rozpoczął szkolenie w bazie lotniczej GE-745 w Clermont-Ferrand, gdzie przechodził cykl wstępnego szkolenia na samolotach CAP-10 (łącznie 17 godz. lotu). W dalszej kolejności przechodził do jednej ze szkół w Cognac (GE-315) lub Salon en Provence, gdzie po raz pierwszy siadał w kabinie lekkich samolotów odrzutowych Fouga-Magister (150 godz. lotów). Kolejnym etapem była szkoła w Cazaux, gdzie nauka odbywała się na samolotach Lockheed T-33 (150 godz.). Zakończenie szkolenia to kolejne 150 godz. lotów na samolotach Mystere IV, a następnie elew po otrzymaniu stopnia oficerskiego przechodził do jednostki operacyjnej, gdzie szkolił się w lotach bojowych. Szkolenie na samolotach Fouga-Magister będzie się odbywało jeszcze do 1986 r., kiedy te maszyny zostaną zastąpione przez wchodzące obecnie do produkcji nowoczesne lekkie samoloty odrzutowe Fouga-90, które mogą być używane do celów COIN (zwalczanie akcji partyzanckiej). Na wyposażeniu lotnictwa wojskowego Francji znajduje się jeszcze 311 Fouga-Magister (lipiec 1978 r.) z liczby 475 samolotów dostarczanych od 1963 r.

Przyszli piloci wielosilnikowych samolotów wojskowych przechodzą dodatkowy trening na samolotach Nord-Atlas i Transall C-160 w bazie lotniczej w Avord. Łącznie co roku mury uczelni opuszcza 80 pilotów myśliwskich oraz 1500 techników wszystkich specjalności lotniczych [8].

Po wprowadzeniu na wyposażenie l'Armée de l'Air samolotów Alpha-Jet piloci będą szkoleni tylko na dwu rodzajach samolotów odrzutowych: Fouga-Magister oraz Alpha-Jet, z czego na tym ostatnim po 180 godz. Wyposażenie kabiny Alpha-Jeta jest wzorowane na wyposażeniu samolotów bojowych Mirage III i F-1C, tak iż uczeń będzie mógł szkolić się na tym samolocie zarówno w lotach bojowych (przechwytywanie) jak i szkole ognia. Oprócz szkolenia na samolotach Alpha-Jet każdy uczeń będzie miał ukończony kurs lotów ślepych na symulatorach, których zamówiono 4 szt. Szkolenie na symulatorach ma trwać przez 30 godz. [9].

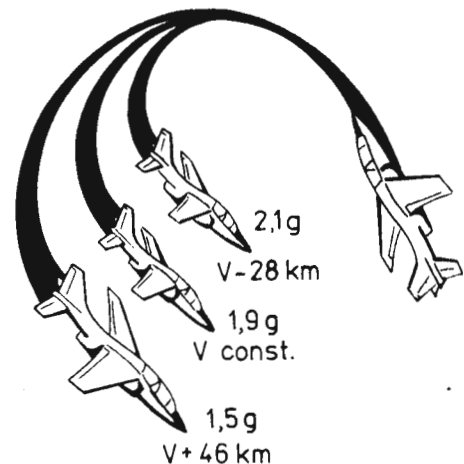
Oblicza się, iż dzięki wprowadzeniu na wyposażenie samolotów Alpha-Jet l'Armée de l'Air uzyska bardzo poważne oszczędności tak w zużyciu paliwa, jak i w pracach obsługowych, które w porównaniu z dziś eksploatowanym sprzętem zostaną zredukowane o 430 h na każdy samolot w stosunku rocznym [9].

Szkolenie pilotów w belgijskim lotnictwie wojskowym

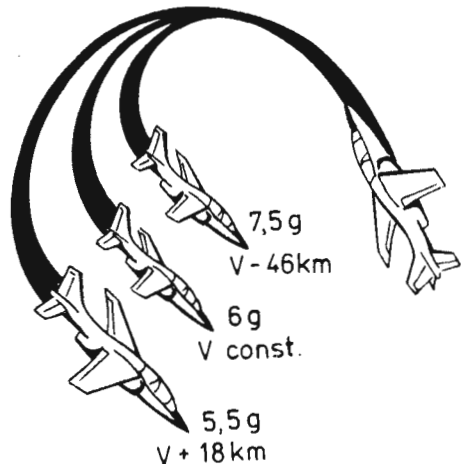
Wojskowe lotnictwo belgijskie szkoli wyłącznie pilotów myśliwskich. Dotychczasowy przebieg szkolenia myśliwskich pilotów dla wojskowego lotnictwa tego kraju odbywał się na tłokowych dwumiejscowych samolotach SF-260M, następnie uczeń szkolił się na francuskich Fouga-Magister i Lockheed T-33. Poczynając od 1982 r., kiedy lotnictwo belgijskie zostanie wyposażone w treningowe odmiany samolotów Alpha-Jet szkolenie będzie się odbywało tylko na dwóch typach samolotów: SF-260M oraz Alpha-Jet. Eksploatacja tylko tych typów samolotów przyczyni się do zmniejszenia liczby godzin lotu ucznia o 75 godz. (z 350 godz. lotów szkolnych do 275 godz.). W rozbiciu na poszczególne typy kurs szkolenia belgijskiego pilota samolotów myśliwskich przedstawia się następująco: 125 godz. lotów na tłokowych samolotach SF-260M i 150 godz. na Alpha-Jetach, z czego 90 godz. treningu zaawansowanego i 60 godz. przeznaczają się na przygotowanie do lotów operacyjnych, początkowo na bojowych samolotach Mirage III i V, a następnie na wchodzących na wyposażenie belgijskiego lotnictwa najnowszych amerykańskich samolotach myśliwsko-bombowych F-16.

W pierwszym numerze czasopisma „Alpha-Jet Contact” wydawanym wspólnie przez firmy Dassault-Breguet i Dornier znalazł się wywiad szefa programu Alpha-Jet w Belgii, płk. sztabu generalnego A. Vanhecke, który omówił powody zakupu treningowej odmiany samolotów Alpha-Jet. Zdaniem belgijskich szkoleniowców samolot dla zaawansowanego treningu pilotów wojskowych powinien mieć bardzo wysokie osiągi, gdyż jest to podstawą dobrych rezultatów szkolenia pilotów myśliwskich, a zatem i skutecznej działalności bojowej. Podstawowymi wymogami, które

stawia sztab wojsk lotniczych Belgii są: rozbieg możliwie krótki, podobnie jak i czas oderwania się od pasa startowego, duża prędkość pozioma, mająca wdrożyć ucznia do szybkiego odczytania mapy i rozpoznania terenu (obie te cechy powinny charakteryzować pilota samolotów bliskiego wsparcia), duży zasięg, umożliwiający co najmniej godzinny lot (ta cecha samolotu powinna działać uspokajająco na ucznia, który dopuścił do powstania omyłki w na-



Rys. 7. Zwrotność w poziomie samolotu Alpha-Jet na małej wysokości. Utrata lub wzrost prędkości jako funkcja przeciążenia w warunkach ISA, prędkości 720-900 km/h i 50% wypełnienia wewnętrznych zbiorników paliwa



Rys. 8. Zwrotność w poziomie samolotu Alpha-Jet na wysokości 12 000 km. Utrata lub wzrost prędkości, jako funkcja przeciążenia przy prędkości 720-900 km/h i 50% wypełnienia wewnętrznych zbiorników paliwa

wigacji i może doznać uczucia paniki na myśl, że mu zabraknie paliwa na powrót), dobre warunki do treningu operacyjnego, polegające m.in. na wyposażeniu kabiny w zespół urządzeń i przyrządów, które stanowią standardowe wyposażenie kabiny samolotów bojowych, na których uczeń ma następnie latać, wreszcie niewielki względnie koszt nabycia samolotu oraz możliwe niskie koszty eksploatacji [10]. Według płk. Vanhecke wszystkie te postulaty ma spełniać odmiana treningowa samolotów Alpha-Jet, dlatego też lotnictwo wojskowe ze wszystkich czterech typów samolotów szkolno-bojowych, które walczyły o zdobycie rynku belgijskiego (Alpha-Jet, brytyjski Hawk, włoski MB-339 i amerykański Northrop Tiger II F-5-F) wybrało treningową odmianę szkolno-bojowego samolotu Alpha-Jet.

LITERATURA

1. Die leichte Kavallerie der Luftwaffe. *Interavia*, 1978, nr 5, s. 442-443.
2. J. MORISSET: En 1979 Dassault-Breguet-Dornier livreront onze Alpha-Jet par mois. *Air et Cosmos*, 1977, nr 695, s. 26.
3. WL. WASKOWSKI: Zadania i przyszłość szturmowych odmian samolotów szkolno-treningowych (IV). *Technika Lotnicza i Astronautyczna* 1979 nr 2, s. 6.
4. H. FRIEDEL: Alpha-Jet, a great leap forward. *Interavia*, 1978, nr 6, s. 541-544.
5. Die leichte Kavallerie der Luftwaffe. Op. cit., s. 443-444.
6. WL. WASKOWSKI: Zadania i przyszłość szturmowych wersji samolotów szkolno-treningowych. *Technika Lotnicza i Astronautyczna*, 1978, nr 9, s. 29.
7. WL. WASKOWSKI: Odrzutowe samoloty treningowo-szturmowe. Część I. Instytut Lotnictwa, 1977, październik s. 20.
8. G. BOTQUIN: L'Armée de l'Air 1978. *Air Pictorial*, 1978, nr 4, s. 129-130.
9. L'Armée de l'Air — ein Konzept für die Schulung. *Interavia*, nr 5, 1978, s. 441.
10. Alpha-Jet bientôt en service dans la force aerienne belge. *Air et Cosmos*, 1978, nr 739, s. 40 i 56.

Motoszybowiec SZD-45A Ogar

Mgr inż. TADEUSZ ŁABUĆ

Przedsiębiorstwo Doświadczalno-Produkcyjne Szybownictwa — Bielsko-Biała

Omówiono budowę motoszybowca SZD-45A Ogar wyprodukowanego we współpracy z RFN w Przedsiębiorstwie Doświadczalno-Produkcyjnym Szybownictwa w Bielsku-Białej, uwzględniając jego szczegółowy opis i parametry techniczne.

Od wielu lat w Przedsiębiorstwie Doświadczalno-Produkcyjnym Szybownictwa w Bielsku-Białej podejmowano próby zbudowania motoszybowca, jednakże każdorazowo sprawa ulegała odroczeniu z powodu braku właściwego silnika. Odpowiednie warunki zaistniały dopiero po nawiązaniu w 1972 r. współpracy z firmą Kühn (RFN), która miała zapewnić dostawę silników Stark 45 SG. W końcowej fazie opracowania projektu zapewniono dostawę silników firmy Limbach (RFN), która wyspecjalizowała się w przystosowywaniu samochodowych silników VW dla potrzeb motoszybownictwa. Opracowany w 1972 r. projekt dwumiejscowego motoszybowca oparty został na wymaganiach przepisów LFS wraz z załącznikami dla motoszybowców, ponieważ w tym czasie brak było odpowiednich przepisów polskich. Projekt otrzymał oznaczenie SZD-45 Ogar; uwzględniał istniejące w tym czasie tendencje oraz doświadczenia własne Zakładu. Motoszybowiec projektowano z myślą o wykorzystaniu go głównie do szkolenia i treningu pilotów szybowcowych oraz turystyki. Przyjęto niekonwencjonalny układ z zespołem napędowym umieszczonym za kabiną załogi i pchającym stałym śmigłem. Konfiguracja taka gwarantowała stworzenie załódze warunków zbliżonych do warunków typowego szybowca, a jednocześnie maksymalnie zabezpieczała zespół napędowy przed uszkodzeniem przy lądowaniu z przytarciem lub schowanym podwoziem, co w przypadku sprzętu szkolnego zdarza się często. Również względy aerodynamiczne przemawiały za takim układem. Miejsca załogi — obok siebie — przyjęto z myślą o stworzeniu możliwie bliskiego kontaktu pomiędzy uczniem (pasażerem) a instruktorem (pilotem); ma to szczególnie istotne znaczenie w szkoleniu.

Pierwszy prototyp został oblatany w dniu 29 maja 1973 r. W trakcie prób fabrycznych prototypu rozwiązano wiele istotnych problemów jak np.:

— chłodzenie silnika — kłopotliwe ze względu na niekonwencjonalny układ, wymagający chłodzenia wymuszonego,

— dobór właściwej geometrii śmigła, zapewniającej możliwie optymalne osiągi, dobre chłodzenie silnika. W rozwiązaniu problemu współpracowano z firmą Hoffmann (RFN), która dostarczyła do prób odpowiednie śmigło o nastawnym skoku,

— samodzielnego kołowania przy jednorodowym układzie podwozia głównego,

— zabezpieczenia układu przed drganiami samowzbudnymi i wymuszonymi itp.

Równolegle na innym egzemplarzu płatowca prowadzone były próby statyczne i sztywnościowe, łącznie z integralną próbą niszczącą. Wyniki tych prac pozwoliły na ostateczne dopracowanie projektu i uruchomienie w roku 1974 serii informacyjnej motoszybowców Ogar. Otrzy-

mały one oznaczenia SZD-45A. Istotne różnice w wersji A w stosunku do prototypu polegały na:

— zmianie skosu skrzydła, co było związane z zabudową cięższego silnika Limbach zamiast Stark,

— zmianie zaklinowania belki ogonowej kadłuba, co polepszyło warunki startu i lądowania,

— wprowadzeniu sterowanego kółka ogonowego oraz podpórek podskrzydłowych, umożliwiających samodzielne kołowanie i start,

— wprowadzenie wymuszonego sposobu chłodzenia silnika,

— zmianie położenia górnej płyty hamulcowej.

Prototyp serii informacyjnej oblatany został w kwietniu 1974 r., poddany został próbom fabryczno-państwowym, w rezultacie czego w połowie roku 1975 uzyskano świadectwo typu wydane przez Centralny Zarząd Lotnictwa Cywilnego. Równolegle z procesem certyfikacyjnym w Polsce przeprowadzono rozmowy z władzami nadzoru lotniczego RFN. W celu uzyskania dla Ogara certyfikatu Luftfahrt Bundesamt. W rezultacie tych rozmów w roku 1976 uzyskano świadectwo typu wydane przez LBA, co było warunkiem wyjścia z eksportem motoszybowca na rynek RFN i innych krajów zachodnich. Szczególnie trudnym do spełnienia wymaganiem nadzoru niemieckiego było ograniczenie poziomu hałasu. Wymaganie zostało spełnione dzięki zastosowaniu skróconego śmigła firmy Hoffmann o oznaczeniu HO 11*-145B75D oraz tłumików wydechu firmy Thielmann. Motoszybowiec był eksponowany na wielu wystawach i targach jak Honover, Essen, Moskwa, Farnborough. Wykonał lot akwizycyjny do Szwecji i Finlandii o łącznej długości 5000 km w tym dwukrotny przelot przez Bałtyk (piloci inż. J. Popiel i inż. J. Śmielkiewicz).

KONSTRUKCJA

Zespół napędowy. Silnik Limbach SL 1700 EC czterocylindrowy czterosuwowy w układzie bokser. Chłodzenie powietrzem. Smarowanie rozbryzgowie i pod ciśnieniem. Zapłon iskrowy pojedynczy. Napęd śmigła bezpośredni. Rozrusznik elektryczny. Pompa paliwowa mechaniczna. Prądnicą prądu zmiennego alternator.

Wymiary

Średnica cylindra	88 mm
Skok	69 mm
Objętość skokowa całkowita	1680 cm ³
Stosunek sprężania	8 : 1
Kierunek obrotu wału korbowego patrząc w kierunku lotu	prawy
Masa silnika suchego bez deflektorów i tłumików	73 kg



Rys. 1. Motoszybowiec (fot.: A. Glass)



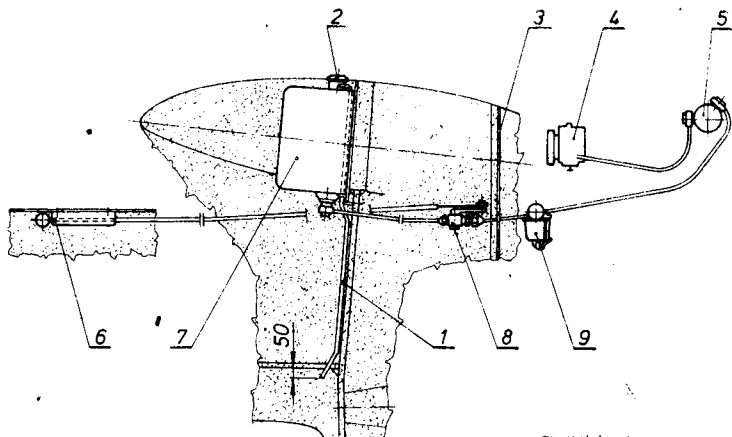
Rys. 2. Silnik (fot. Kontor)

Wyposażenie
Iskrownik

Świece zapłonowe
Przewody wysokiego napięcia
Gaźnik

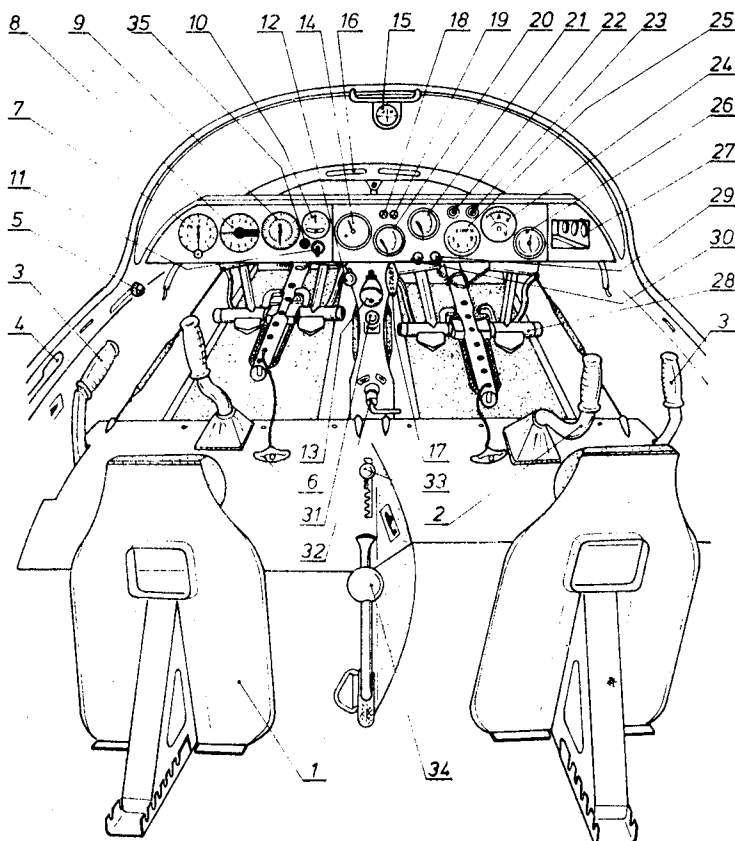
Pompa paliwowa
Rozrusznik
Prądnicą

Bendix-Scintilla S4 RN-21
lub Slick — 4030
Bosch WB240ERT1
Slick High-Temperature
Harness
Stromberg Zenith
150CD lub 150CD3
APG 17.09.001
Fiat 76-0,5/12S 12V/130 A
Ducellier 7522-12V/22 A lub
7532-12V/22 A



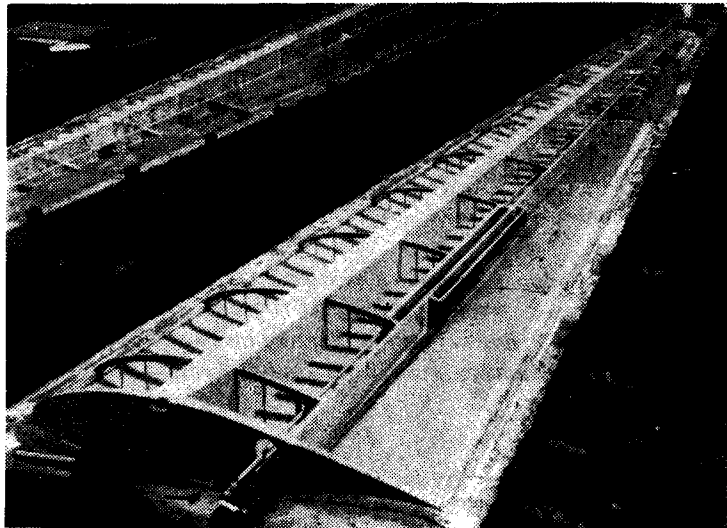
TL-101/1/78-R.3

Rys. 3. Instalacja paliwowa: 1 — przewód odpowietrzenia, 2 — wlew paliwa, 3 — ściana ogniowa, 4 — gaźnik, 5 — pompa paliwowa, 6 — suwak zaworu odcinającego, 7 — zbiornik paliwa, 8 — zawór odcinający, 9 — filtr paliwa



TL-101/1/78-R.4

Rys. 4. Kabina: 1 — oparcie pilota, 2 — uchwyt drążka sterowego, 3 — uchwyt dźwigni hamulca aerodynamicznego i koła, 4 — prowadnica podpórki osłony kabiny, 5 — uchwyt zaworu odcinającego paliwo, 6 — uchwyt cięgiła przestawiania pedałów, 7 — wysokościomierz, 8 — wariometr, 9 — prędkościomierz, 10 — wyłącznik zakrętomierza, 11 — zakrętomierz, 12 — uchwyt przepustnicy rozruchowej, 13 — uchwyt przepustnicy, 14 — obrotomierz, 15 — busola, 16 — otwór wentylacyjny, 17 — uchwyt cięgiła rozrusznika, 18 — bezpiecznik automatyczny 8A, 19 — bezpiecznik automatyczny 15A, 20 — termometr oleju, 21 — manometr oleju, 22 — bezpiecznik topikowy 0,63 A, 23 — bezpiecznik topikowy 2,5 A, 24 — woltoamperomierz, 25 — termometr głowicy czwartego cylindra, 26 — licznik czasu pracy silnika, 27 — radiostacja, 28 — pedały pilota, 29 — wyłącznik przyrządów pokładowych, 30 — wyłącznik iskrownika, 31 — uchwyt wywietrznika, 32 — wyłącznik główny, 33 — symulator sprężynowy steru wysokości (trymer), 34 — dźwignia sterowania podwozem, 35 — sygnalizator przeciągnięcia



Rys. 5. Skrzydło (fot. Kontor)

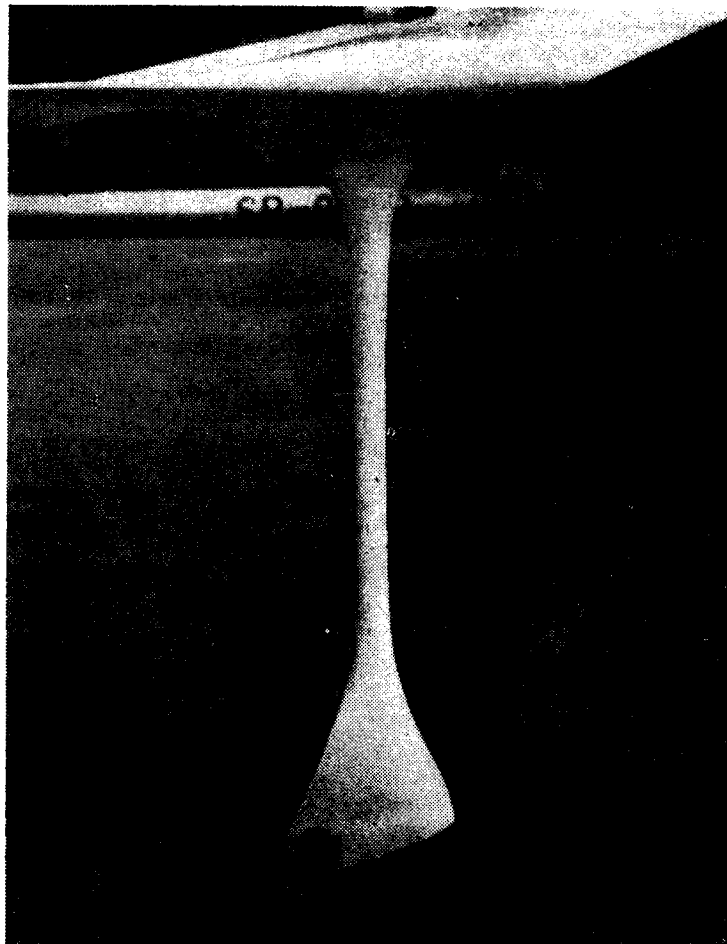
Moc startowa 5 min 50,05 kW (68 KM) 3600 obr/min
Moc trwała 44,16 kW (60 KM) 3200 obr/min
Obroty biegu luzem 700 obr/min

Silnik wymaga paliwa o liczbie oktanowej min. 90 oraz oleju silnikowego HD SAE 10W50 (w przypadku stosowania oleju wielosezonowego).

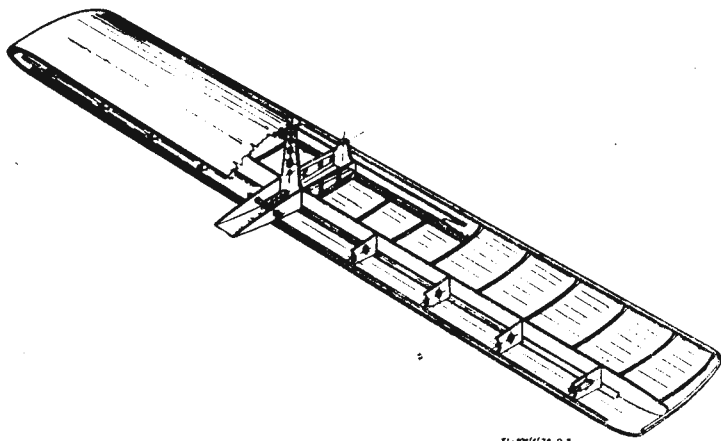
Śmigło HO11*-150B55D lub HO11*-145B75D firmy Hoffmann stałe pchające

Obroty 1,5 lub 1,45 m
Średnica 1,5 lub 1,45 m
Liczba łopát dwie
Skok śmigła H na 0,7R 55 lub 75 cm

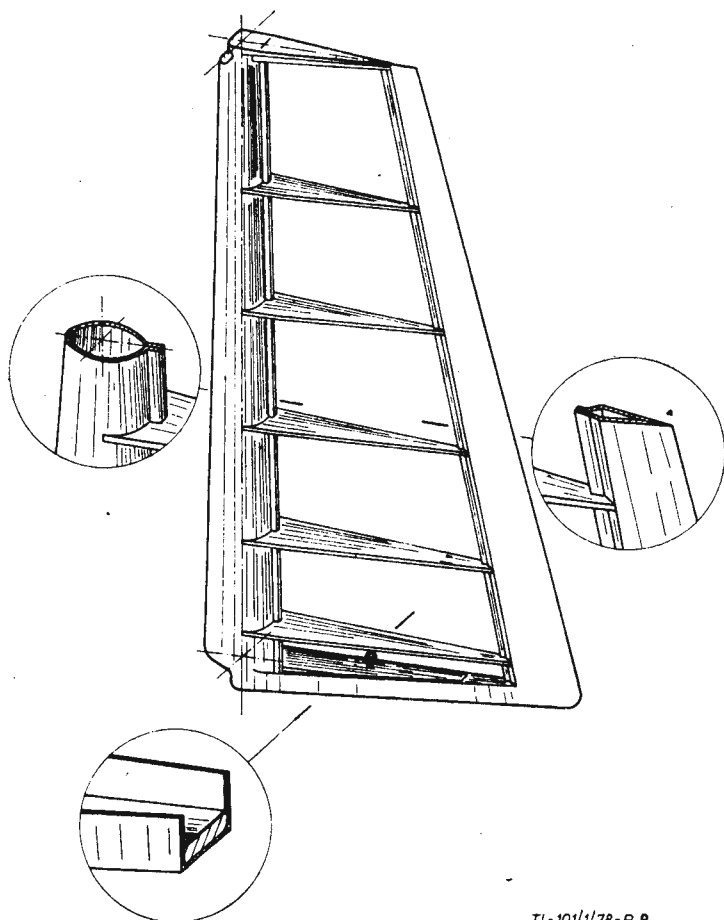
Konstrukcja śmigła złożona, drewniana. Rdzeń wykonany z lamel selekcjonowanego drewna jesionowego o niskim ciężarze właściwym, klejony klejem na bazie sztucznych żywic. Krawędź natarcia, uzbrojona metalową taśmą lutowaną do brązowej siatki. Siatka mocowana jest do rdzenia za pomocą odpowiednich klamer (zszywaczy). Zewnętrz-



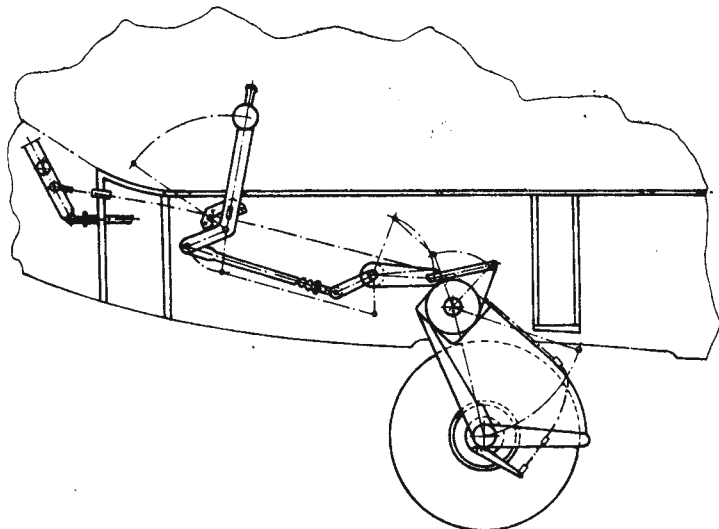
Rys. 6. Podpórka (fot. Kontor)



Rys. 7. Statecznik wysokości



Rys. 8. Ster kierunku



Rys. 9. Podwozie

na powierzchnia pokryta jest materiałem lakierniczym odpornym na wilgoć, chemikalia i promienie ultrafioletowe. W USA Ogary są napędzane silnikiem Turbo-Revmaster o pojemności 2,1 l i mocy 50 kW (75 KM).

Wyposażenie kabiny. Trzyczęściowa tablica przyrządów składa się z części pilotażowej po stronie lewej, silnikowej w środku, po stronie prawej istnieje możliwość zabudowy radiostacji Dittel FSG 15. W płaszczyźnie symetrii pod tablicą przyrządów umieszczono kolumnę, w której zabudowany jest suwak przepustnicy, uchwyt przepustnicy rozruchowej, uchwyt cięgła rozrusznika, uchwyt wentylacji kabiny oraz wyłącznik główny instalacji elektrycznej. Uchwyt zaworu odcinającego paliwo umieszczony jest na lewej burcie. Pomiedzy siedzeniami pilotów na podłodze znajduje się dźwignia chowania podwozia. Uchwyt sprężynowego symulatora wyważenia umieszczony jest na pokrywie sterownicy w płaszczyźnie symetrii płatowca. Sprężone dźwignie hamulca aerodynamicznego połączone z hamulcem koła umieszczone są po lewej i prawej stronie kabiny. Ruchoma część osłony kabiny otwierana jest do tyłu i blokowana w pozycji otwartej specjalnym zastrzałem. Na głównej wrędze nośnej od strony kabiny zamocowany jest laminatowy zbiornik paliwa z wizjerem do kontroli zapasu paliwa w locie. Apteczka umocowana jest na podłodze za dźwignią chowania podwozia.

Kadłub. Tylną część kadłuba stanowi duralowa belka, do której przytwierdzony jest statecznik kierunku również o konstrukcji metalowej. Belka wykonana jest z blachy o grubości 1,5 mm, wręgi usytuowane w miejscu wprowadzenia sił oraz łączenia blach. Połączenia z wręgami części przedniej za pomocą sworzni. Pokrycie statecznika kierunku wykonane jest z jednego arkusza blachy duralowej o grubości 1 mm. Żebra podpierające pokrycie — metalowe, nitowane. Żebra podpierające pokrycie wzdłuż rozpiętości — laminatowe przekładkowe klejone do pokrycia. Metalowy dźwigarek statecznika w części dolnej połączony jest z blachą ogonową metodą nitowania. Drugi punkt mocowania statecznika z belką ogonową znajduje się w części noskowej statecznika i jest połączeniem jednopunktowym. Statecznik wykonany z dwu skorup laminatowo-sklejkowych, usztywnionych ryflami o konstrukcji podobnej do pokrycia skrzydła. Skorupy formowane podobnie jak skorupy skrzydła w foremnikach negatywnych. Dwa laminatowe dźwigarki, przedni — szczałkowy i tylny — zasadniczy stanowią miejsce mocowania okuc nośnych statecznika wysokości ze statecznikiem kierunku.

Skrzydło o obrysie trapezowym ma profil FX-61-168 u nasady i FX-60-26 na końcu. Konstrukcja skrzydła jednodźwigarowa z dźwigarkiem pomocniczym. Pokrycie wykonane w postaci skorup laminatowo-sklejkowych, usztywnionych laminatowymi ryflami. Noskowa i spływowa część skorupy pokrycia, odpowiednio ukształtowana i wzmocniona, po sklejeniu skorup stanowi silną krawędź natarcia i spływu. Dzięki metodzie formowania pokrycia w foremnikach negatywnych zapewniona jest stosunkowo duża dokładność odtworzenia geometrii, istotna ze względu na zastosowany profil laminarny. Dźwigar główny — skrzynkowy o sosnowych lamelowanych pasach podpartych laminatowo-sklejkowymi ściankami. Stalowe okucia główne technologicznie wklejone w pasy dźwigara, połączone są z drewnem tulejami i nitami rurowymi oraz śrubami (w montażu). Dźwigarek tylny o typowej konstrukcji drewnianej w czołowej części zawiera technologicznie wklejone duralowe tylne okucie skrzydła, połączone z drewnem podobnie jak okucie główne. Silnie obciążona środkowa część żebra zamykającego wykonana z blachy duralowej, usztywnionej ryflami. Połączona jest z dźwigarkiem tylnym śrubami, a z dźwigarkiem głównym i pokryciami metodą klejenia. Pozostałe części żebra zamykającego wykonane ze sklejk i laminatu stosownie do tego czy łączone są ze sklejka (nosek), czy laminatem (spływ). Pokrycie wzdłuż rozpiętości skrzydła podparte jest bardzo lekkimi żebrami kratowymi konstrukcji drewnianej, rozstawionymi co 750 mm. Skrzydło wyposażone jest w płytowy hamulec aerodynamiczny o indywidualnych komorach dla każdej płyty. Płyty konstrukcji laminatowej. Lotka o okrągłym nosku ma konstrukcję laminatową z wypełniaczem piankowym w całym przekroju. Zawieszona jest na pięciu podporach, napędzana w jednym punkcie, mechanizmem częściowo ukrytym w obrysie. Na końcu skrzydła znajduje się wyprofilowany uchwyt służący do zamocowania goleni kółka podskrzydłowego. Stery wysokości i kierunku kryte płótnem, mają szkielety konstrukcji laminatowej, dzięki czemu uzyskano dużą odporność konstrukcji na zmienne warunki atmosferyczne

przy jednocześnie niskim ciężarze zespołów. Ster wysokości dzielony, wyważony masowo w 100%. Napęd układu sterowania — mieszane, popychaczowo-linkowe. Ster wysokości, lotki i hamulce aerodynamiczne napędzane długimi popychaczami duralowymi Φ 16 mm, podpartymi wzdłuż rozpiętości w teflonowych przepustach. Ster kierunku ma napęd linkowy, sprzężony z napędem kółka ogonowego. Symulator wyważenia sprężynowy, połączony bezpośrednio ze sterownicą, blokowany jest w pokrywie sterownicy.

Podwozie. W układzie jednotorowym z kółkami podskrzydłowymi, umożliwiającymi samodzielne kołowanie i start. Koło główne o wym. 400×150 jest amortyzowane, wyposażone w hamulec tarczowy, częściowo chowane (ładowanie ze schowanym kołem jest dopuszczalne). Amortyzację stanowi integralny laminatowy wahacz współpracujący z odpowiednimi elementami gumowymi, łatwymi do wymiany w czasie eksploatacji. Kółko ogonowe o wym. 200×50 jest sterowane, z ograniczoną swobodą wychylenia widelca do koła $\pm 150^\circ$. Napęd kółka sprzężony jest z napędem steru kierunku. Kółka podskrzydłowe o wym. 200×50 mocowane są w laminatowym widelcu łączonym nieruchomo z gołeniami o tak dobranej sztywności i wytrzymałości, aby zapewniała właściwą amortyzację, a w przypadku przekroczenia obciążeń dopuszczalnych ulegała zniszczeniu. Połączenie gołeni z uchwytem na końcowe skrzydła zapewnia łatwą wymianę uszkodzonego elementu.

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	17,6 m
Powierzchnia nośna	19,1 m ²
Wydłużenie	16,2
Cięciwa przykadłubowa	1,582 m
Średnia ciężciwa aerodynamiczna	1,185 m
Wznios skrzydła	1,5°
Zwicherungie geometryczne skrzydła	-1°
Długość	7,95 m
Wysokość w położeniu lądowania	1,72 m

Szerokość kadłuba mierzona między osiami okuć głównych	1,10 m
Powierzchnia lotki	0,462 m ²
Rozpiętość usterzenia wysokości	3,6 m
Powierzchnia usterzenia wysokości	2,70 m ²
Powierzchnia steru wysokości	0,785 m ²
Powierzchnia usterzenia kierunku	1,78 m ²
Powierzchnia steru kierunku	0,8 m ²
Kąt zaklinowania usterzenia wysokości mierzonego względem ciężciwy przykadłubowej skrzydła	-6,0°
Odległość śmigła od belki ogonowej min.	30 \pm 5 mm
Silnik zalany olejem (bez paliwa)	473 kg
Maksymalna masa w locie	700 kg
Masa kadłuba z wyposażeniem niezbędnym do lotu i sterem kierunku	276 kg
Masa skrzydła (z podpórkami)	182 kg
Masa usterzenia wysokości maks.	15,15 kg
Masa steru wysokości z wyważeniem masowym maks.	3,05 kg
Masa steru kierunku maks.	2,5 kg
Osiągi w locie (dla Q_{max} 700 kg)	
Prędkość maks. dopuszczalna v_{NE}	225 km/h
Prędkość manewrowa v_M	165 km/h
Prędkość otwierania hamulców i podwozia	225 km/h
Prędkość przeciągnięcia z podwoziem wyszczynionym i wyłączonym silnikiem	78 km/h
Prędkość maksymalna w locie poziomym	155 km/h
Prędkość przelotowa na obr. 3200	135 km/h
Prędkość wznoszenia maksymalna	2,65 m/sek
Pałap praktyczny	4400 m
Zasięg maks. przy prędkości 90 km/h (bez rezerwy paliwa)	548 km
Maksymalna doskonałość przy prędkości 95 km/h	21
Minimalne opadanie przy prędkości 80 km/h	1,1 m/sek
Długość startu na bramkę 15 m ($H = 0$, $t = 15^\circ C$)	480 m

UWAGA: osiągi w locie silnikowym dla śmigła HO11*-150B55D.

Projektowanie amortyzacji samolotu

Mgr inż. JANUSZ PERLIŃSKI

Z analizy publikacji krajowych i zagranicznych zebrano wnioski dotyczące wszystkich parametrów mających wpływ na amortyzację samolotu podczas jego przyziemiania przy lądowaniu oraz podczas jego ruchu na ziemi.

Rozpatrując amortyzację samolotu podczas jego przyziemiania przy lądowaniu oraz podczas jego ruchu na ziemi (dobieg, rozbieg i kołowanie), należy brać pod uwagę wiele zależnych od siebie czynników. Te ostatnie można pogrupować następująco:

● Czynniki wewnętrzne

— amortyzatory podwozia, które w zadaniu amortyzowania samolotu mają największy udział,
— ogumienie kół podwozia,
— konstrukcja płatowca — w tym także i podwozia — która dzięki swej sprężystości stanowi dodatkowy, wewnętrzny czynnik amortyzacji obciążeń dynamicznych (wynik wewnętrzznego tłumienia konstrukcji).

● Czynniki zewnętrzne

— nawierzchnia lotniska wraz z podłożem, która odkształcając się sprężysto, bądź niekiedy nawet plastycznie, jest w stanie zmniejszyć wielkość pionowych sił od uderzeń samolotu przenoszonych na nią przez ogumienie kół,
— tłumienie aerodynamiczne związane głównie z drgającymi skrzydłami.

Oczywiście wpływ amortyzującego czynnika jakim jest nawierzchnia wraz z podłożem, zwłaszcza w przypadku pasów betonowych, jest stosunkowo nieznaczny lub w większości przypadków zgoła bliski zeru, bowiem odkształcenia sprężyste, czy nawet plastyczne — np. podczas tzw. twardego lądowania ciężkiego samolotu, są na tyle znikome,

że tego rodzaju zewnętrzne pochłanianie energii praktycznie nie ma większego znaczenia [10], co zwłaszcza wobec trudności jego ujęcia ilościowego powoduje pomijanie nadal czynnika amortyzacji zewnętrznej. Z kolei drugi z wymienionych czynników amortyzacji zewnętrznej jest również dotąd pomijany i pomimo że np. [7] — omawiająca amortyzację samolotu jedynie marginesowo przy okazji obciążeń podwozia w trakcie lądowania — wymienia tłumienia aerodynamiczne jako jeden z czynników amortyzacji samolotu, to jednak nie podaje żadnych wskazówek co do ilościowej skali zjawiska jak i metod podejścia do tego zagadnienia. Podobnie [10] ogranicza się jedynie do samego stwierdzenia, że wynikiłe podczas toczenia się po nierównym podłożu *pionowe wahania samolotu... następnie stopniowo zanika, częściowo wskutek tłumienia zewnętrznego (głównie aerodynamicznego)*. W efekcie, w przypadku samolotów lądowych, rozpatruje się wyłącznie tzw. amortyzację wewnętrzną.

Odnosnie do konstrukcji płatowca, jako wewnętrznego czynnika amortyzacji, literatura przedmiotu wysuwa bardzo różne sugestie. Tak np. [10] podaje (zresztą bez ilościowego uzasadnienia), że udział tego czynnika w pochłanianiu energii jest nieznaczny a ponadto na ten niewielki i zresztą trudny zwykle do określenia udział całej konstrukcji w amortyzacji samolotu właściwie nie można liczyć przy projektowaniu podwozia, zwłaszcza że jest on już w pewnym stopniu uwzględniony pośrednio w warunkach obciążeń zewnętrznych samolotu na ziemi i w wymaganiach wytrzymałościowych, a te ustala się na podstawie doświadczeń zebranych w rzeczywistych warunkach. Jest rzeczą charakterystyczną, że niektóre z pozycji bibliograficznych wyraźnie mówią o tłumiącej roli konstrukcji płatowca w pochłanianiu energii, lecz w partiach omawia-

jących praktyczną stronę obliczeń amortyzacji czynnik ten pomijają zupełnym milczeniem (np. [1]). I tak np. [1] uwzględnia w ogólnym rozważaniu wpływ konstrukcji płatowca jako czynnika tłumiącego lecz w dalszych konkluzjach kwituje całość problemu stwierdzeniem, że deformacje elementów podwozia, jak również całego samolotu w trakcie lądowania, w normalnych rozwiązaniach problemu pomija się.

Pozostałe czynniki wewnętrznej amortyzacji, czyli amortyzatory i ogumienie, również nie wszystkie pozycje bibliograficzne uwzględniają kompleksowo w swych rozważaniach szczegółowych, jako że wiele z nich bierze pod uwagę, praktycznie rzecz biorąc, wyłącznie amortyzatory (np. [10]), uzasadnia takie podejście do zagadnienia faktem, że opony mogą pochłaniać tylko małą część energii przy lądowaniu i w ruchu naziemnym samolotu. Z kolei wobec znikomego rozpraszania energii przez ogumienie, przyjmowane jest dość powszechnie, że jego współczynnik rozpraszania jest praktycznie równy zeru. F. Miszal — [10] stwierdza wprost, że *pneumatyki nie mają własności tłumiących, gdyż przebieg sprężania i rozprężania powietrza w występujących tu warunkach ruchu jest praktycznie adiabatyczny*. Inny autor — [1] formułuje ten wniosek już wprost, że *ogumienie praktycznie nie dysponuje energią histerezy*. Jedynie autorzy [4] stwierdzają, że przy ugięciach dynamicznych ogumienia następuje rozpraszanie 20÷30% pochłanianej energii; nie podają zresztą żadnego uzasadnienia tego stwierdzenia.

Do korzystnych wyjątków — ujmujących kompleksowo amortyzator i ogumienie — można zaliczyć [1], [3], [5] i [17] a także, co ciekawe i godne podkreślenia, polską pozycję bibliograficzną z 1937 r. [2] i [13] choć również problem traktuje kompleksowo, to jednak z racji swego ścisłego ukierunkowania rozważań szerzej omawia jedynie pracę opony w kontekście amortyzacji samolotu.

Z nowych pozycji należy wymienić [6], w której zrelacjonowano metodę analitycznego modelowania dynamiki podwozia dla celów projektowania i obliczania samolotu, uwzględniając podatność konstrukcji płatowca. Uwzględniono w niej również kolejne postaci drgań sprężystych — do 10 postaci włącznie — wymuszanych siłami przekazywanymi przez podwozie. Ostatecznie jednak wymieniona pozycja uwzględnia wpływ sprężystości konstrukcji jedynie przy wyznaczaniu obciążeń konstrukcji samolotu, podchodzących od sił działających na podwozie. Również [9] uwzględnia wszystkie trzy wewnętrzne czynniki amortyzacji, stwierdzając równocześnie, że pominięcie tłumienia aerodynamicznego (trudność jego uwzględnienia i równocześnie niewielki wpływ) jest całkowicie do przyjęcia. Natomiast [8], oprócz wewnętrznych czynników amortyzacji, uwzględnia także wpływ pracy sił aerodynamicznych na efekt końcowy, jakim w konsekwencji są obciążenia powstające podczas lądowania samolotu. Istotny jest jednocześnie fakt, że omawiana pozycja podaje konkretną metodę uwzględniania sił aerodynamicznych w procesie obliczeń. Chociaż, jak stwierdza autor tej pozycji, *praca ogranicza się do określenia obciążeń obliczeniowych* (działających na konstrukcję samolotu, w tym także i na podwozie — dopisek J.P.), *wynikających z uderzenia podczas przyziemienia na koła podwozia głównego*, to jednak przedstawiona metoda uwzględnia wszystkie niemal czynniki (z wyjątkiem odkształceń nawierzchni pasa), istotne z punktu widzenia amortyzacji samolotu, co wyróżnia tę pracę spośród wszystkich cytowanych.

Jak widać z powyższego, współczesna literatura odnosząca się mniej lub bardziej bezpośrednio do zasad projektowania amortyzacji samolotu zaczyna wyraźnie odchodzić od wzorca, wg którego prawidłowe odwzorowanie wpływu na pracę amortyzacji samego amortyzatora podwozia a co najwyżej we współpracy z ogumieniem tegoż podwozia było wystarczające. Obecnie potrzeba uwzględniania sprężystych odkształceń konstrukcji płatowca jest coraz powszechniej lansowana [8 i 9] a równocześnie technika obliczeń komputerowych już dziś stwarza realne możliwości rozpatrywania łącznie wszystkich trzech czynników wewnętrznej amortyzacji mimo całej złożoności tak postawionego problemu. Wydaje się przy tym, że w najbliższym czasie do powszechnej praktyki wejdzie uwzględnianie tłumienia aerodynamicznego, który to czynnik — jak się okazuje — może dość istotnie wpływać na wyniki kompleksowej analizy amortyzacji samolotu.

Jeśli chodzi o zalecenia i praktyczne wskazówki ilościowe, mające służyć jako pomoc dla projektanta amortyzacji samolotu, to odnośnie do amortyzatorów podwozia, można zestawzić przy wykorzystaniu cytowanej literatury rozproszone w niej dane w postaci następującego swobodnego dekalogu.

● Amortyzator powinien w trakcie swego skoku roboczego (uginania się) pochłaniać (magazynować) energię kinetyczną opadania samolotu podczas przyziemienia oraz energię uderzeń występujących podczas jego toczenia się po nierównościach pasa, przy czym udział amortyzatorów w pochłanianiu ogółu doprowadzanej energii wg [3] wynosi około 70%; wg [5] amortyzatory cieczowe a także cieczowo-gazowe są w stanie pochłaniać nawet do 93% doprowadzonej do nich energii, z tym, że dla celów projektowych nie należy przyjmować wartości większych niż 85%.

● Pochłanianie energii powinno się odbywać w sposób ciągły ze stopniowo narastającą intensywnością dla zapewnienia nieprzekraczania dopuszczalnych przeciążeń eksploatacyjnych (wg [1] w zakresie 2÷4), aż do osiągnięcia wartości maksymalnej w końcu skoku roboczego [1] zaleca, aby w skrajnych przypadkach obciążenia amortyzatora istniał zapas skoku amortyzatora ok. 10% (niezależnie od zachowania takiego samego zapasu dla ugięcia ogumienia), dopuszczając całkowite wykorzystanie skoku amortyzatora jedynie w przypadku twardego lądowania, powodującego konieczność pochłonięcia maksymalnie dopuszczalnej energii.

● Amortyzator powinien dostatecznie szybko realizować swój skok powrotny (rozprężenie) aby, możliwie szybko mógł być gotowy do przejścia następnego kolejnego uderzenia, w związku z czym powszechnie wymaga się, aby łączny czas trwania skoku roboczego i powrotnego nie przekraczał 0,8 s [10], [12], [17], [18]; wymaganie to jest bardzo istotne, jeśli wziąć pod uwagę toczenie się samolotu po nierównej nawierzchni, kiedy to, przy szybko do siebie następujących uderzeniach na koła i nie nadążającym za tym rozprężaniu się amortyzatorów, pochłanianą energią mogła się sumować, doprowadzając aż do pełnego ich ugięcia, co spowodzi ich zdolności amortyzacyjne do zera.

● Możliwie jak największa część energii pochłanianej przez amortyzator powinna przy udziale sił tarcia zamieniać się w ciepło i w ten sposób ulegać rozproszeniu (głównie w trakcie: skoku powrotnego jak zaleca [17], skoku roboczego — wg [13], a to w celu złagodzenia uderzenia powrotnego, co jest równoznaczne z żądaniem aby była możliwie duża tzw. energia histerezy, stanowiąca różnicę między energiami pochłanianą i zwracaną przez amortyzator; [1] stwierdza, że energia histerezy powinna wynosić ok. 80%) [3] formułuje ten warunek: (nie mniej niż 80%), czyli operując pojęciem współczynnika rozproszenia zaleca się, aby jego wartość wynosiła ok. 0,8 (lub odpowiednio: nie mniej niż 0,8), co w konsekwencji powinno m.in. zapobiec odrywaniu się koła od nawierzchni w trakcie gwałtownego odbicia w końcowej fazie powrotnego skoku amortyzatora.

● Charakterystyki amortyzatora powinny jak najmniej zależeć od temperatury (wg [3] w zakresie $-60 \div +60^{\circ}\text{C}$), długotrwałości eksploatacji (wg przyjętego rezerwu między naprawczego) oraz jego obciążeń gnących.

● Sztywność amortyzatora powinna być tak dobrana, aby częstość drgań własnych samolotu różniła się dostatecznie od częstości występowania uderzeń powodowanych nierównościami nawierzchni podczas toczenia. Autor [10] ostrzega, że z niebezpieczeństwem wzbudzenia się drgań konstrukcji samolotu w omawianych warunkach należy się liczyć w pewnych szczególnych przypadkach niskiej częstości drgań własnych tejże konstrukcji, mogących wystąpić np. w samolotach wielosilnikowych, kiedy to wzdłuż rozpiętości skrzydeł rozmieszczone są większe masy (w danym przypadku silników).

● Zgodnie z [13] energia — ustalona odpowiednimi przepisami budowy samolotów — którą powinno pochłonąć podwozie, rozdziela się między amortyzator i ogumienie, jednak amortyzator powinien być tak zaprojektowany, aby siła powstająca w końcowej fazie jego skoku roboczego nie przekraczała dopuszczalnej wartości siły działającej na ogumienie, ponieważ, w przypadku niezachowania tego warunku, powstałe nadmierne obciążenie ogumienia może doprowadzić do jego zniszczenia.

● Amortyzator powinien mieć dostatecznie *miękką* charakterystykę, wobec czego zgodnie z zaleceniem [1] statyczne ugięcie amortyzatorów głównego podwozia powinno być możliwie duże, tj. sięgające 2/3 maksymalnego skoku obliczeniowego (wg [1] — 1/2 lub więcej).

● Dla samolotów z kołami o sztywnej charakterystyce (małych ugięciach przy znacznych siłach działających na koło) [1] wymaga się, aby amortyzatory umożliwiały pokonywanie nierówności nawierzchni podczas toczenia się samolotu przy nieprzekraczaniu maksymalnego przeciążenia występującego podczas przyziemienia.

● Dla uzyskania poprawnego działania amortyzatora w warunkach kołowania (w trakcie stosunkowo szybkich oscylacji) powinna być wyeliminowana możliwość wystąpienia kawitacji [5].

Podobne wymagania, w omawianym kontekście, dla ogumienia podwozia dadzą się z kolei sformułować następująco:

— Ogumienie, będące pierwszym elementem amortyzacji podwozia wchodzącym w bezpośredni kontakt z nawierzchnią pasa; powinno uodporniać samolot na mniejsze nierówności nawierzchni w trakcie jego ruchu na ziemi, wobec czego wymagana jest dostateczna podatność sprężysta (miękkość) ogumienia, aby przy natrafieniu na nierówność uległo ono odpowiednio szybkim odkształceniom bez zbyt dużych przyrostów obciążeń, a więc bez wywoływania większych chwilowych przeciążeń pionowych (trzęsienia) samolotu.

— W celu zachowania odpowiedniej trwałości ogumienia, [13] zaleca stosowanie postojowego ugięcia w zakresie 30÷35% jego maksymalnej wartości, [1] dopuszcza 30÷40%, a [17] w zakresie 20÷40%, oraz ugięcia, odpowiadającego maksymalnemu obciążeniu, równemu 95% maksymalnej wartości ugięcia. W tym ostatnim przypadku [1] zaleca jedynie wykorzystanie ok. 90% ugięcia maksymalnego, dopuszczając natomiast zużytkowanie maksymalnej wartości ugięcia wyłącznie w przypadku twardego lądowania, a więc w przypadku konieczności pochłonięcia maksymalnie dopuszczalnej energii. W tym ostatnim przypadku, dla danego ciśnienia powietrza w ogumieniu, maksymalna siła działająca na koło wg [1] nie powinna przekraczać wartości odpowiadającej granicy sprężystości konstrukcji koła, czyli 0,70÷0,75 [17] zaleca tu wartość = 0,75 wartości niszczącej siły promieniowej działającej na koło, która to siła jest z kolei równa w przybliżeniu dwukrotnej wartości siły występującej przy maksymalnym ugięciu ogumienia.

— Zgodnie z [13] udział pochodzącej od uderzenia energii pochłanianej przez ogumienie nie powinien przekraczać wartości 25÷40%, z tym że dla ciężkich samolotów z niewielkim obliczeniowym przeciążeniem podczas lądowania (rzędu $n_z = 2$) można dopuścić wartość tego udziału sięgającą 50% całkowitej energii przewidzianej normami do pochłonięcia przez amortyzację samolotu.

— Wg [1] należy brać pod uwagę fakt, że dynamiczna siła działająca na ogumienie jest większa od siły statycznej o 7÷10%.

— Zgodnie z [1], przy sile działającej na kółko przednie, będącej sumą działającego nań obciążenia statycznego (postojowego) oraz dodatkowego, wynikającego z hamowania głównych kół podwozia na dobiegu (taka sumaryczna siła jest 1,5÷2,0-krotnie większa od statycznego obciążenia kółka przedniego), ugięcie ogumienia nie powinna przekraczać jego wartości postojowej przy ciśnieniu powietrza w ogumieniu mniejszym od maksymalnie dopuszczalnego.

Powyższe wskazówki dotyczące amortyzatorów i ogumienia podwozia nie wynikają na ogół wprost z obowiązujących konstruktorów odpowiednich przepisów budowy samolotów a są raczej wynikiem nagromadzonych wieloletnich doświadczeń z zakresu ich projektowania, badania i eksploatacji. Jeśli natomiast chodzi o same przepisy, to spośród najczęściej wykorzystywanych w kraju — wobec nieistnienia obowiązującego jednolitego zestawu takich przepisów — należy tu wymienić: radzieckie, brytyjskie i ewentualnie amerykańskie, wymienione w spisie literatury; oprócz nich rzadko — jedynie w omawianym aspekcie amortyzacji podwozia — bierze się pod uwagę przepisy francuskie (skorelowane zresztą w dużej mierze z przepisami amerykańskimi i brytyjskimi). Przepisy te odnośnie do amortyzacji samolotu nie precyzują zbyt szczegółowo wymagań ilościowych, jako że z założenia formułują głównie warunki wytrzymałościowe, którym powinny odpowiadać m.in. podwozia lotnicze, a przy tym, jak zastrzegają się np. przepisy brytyjskie [14] *nie należy ich traktować jako podręcznika współczesnej wiedzy lotniczej; konieczna jest natomiast ich interpretacja w oparciu o taką wiedzę*. W konsekwencji omawiane przepisy, mówiąc o amortyzacji podwozia, formułują głównie zasady sprawdzania ich zdolności do lotu w aspekcie efektów wytrzymałościowych, bądź wymagania dotyczące własności lotnych samolotu w trakcie startu i lądowania, i tak np.:

— Wg [14] samolot musi wytrzymać lądowanie przy prędkościach opadania v_z (określonych tymi przepisami w innym rozdziale), w podanym zakresie warunków, bez *dobijania* któregośkolwiek z elementów pochłaniających energię (włącznie z ogumieniem), chyba że takie *dobijanie* nie wpływa ujemnie na dalsze działanie tego elementu, przy

czym musi być wykazane, że zdolność pochłaniania energii jest wystarczająca do zrealizowania lądowania przy prędkości opadania równej 1,2 v_z . Przepisy [16] formułują podobnie to wymaganie, dopuszczając odkształcenie się podwozia w próbach symulujących opadanie z prędkością równą 1,2 v_z .

— Przepisy [15], omawiając wymagania dotyczące charakterystyk podwozia przy przyziemieniu, stwierdzają m.in., że pochłanianie energii zarówno w trakcie skoku roboczego, jak i powrotnego powinno być takie, aby zapewniona była stateczność i bezpieczeństwo samolotu w trakcie lądowania z dużą prędkością na nierównej nawierzchni. Odnośnie do tłumienia w trakcie ruchu powrotnego, cytowane przepisy żądają, aby było ono takie, żeby naprężenia we wszystkich częściach amortyzatora były niskie w momencie, gdy jego ruchome elementy dochodzą do zderzaków, przy czym warunek ten powinien być spełniony gdy amortyzator rozpręży się całkowicie w trakcie *kangura* podczas lądowania, gdy powstaje maksymalna reakcja pionowa.

— Przepisy [19] podają zasadę określania energii jaka powinna być pochłonięta przez układ amortyzacji samolotu w trakcie lądowania, wymagając równocześnie potwierdzenia w badaniach dynamicznych na młocie zdolności układu do pochłonięcia tej energii, oraz określając odpowiednie współczynniki bezpieczeństwa dotyczące przeciążeń obliczeniowych występujących w trakcie pochłaniania energii przez amortyzację.

Jak widać z powyższych przykładów, cytowane przepisy budowy samolotów nie stanowią i stanowić nie mogą wytycznej do optymalnego doboru charakterystyk amortyzacji samolotu. Niewielką pomocą w tym względzie służyć mogą także wyżej zestawione wskazówki oparte w literaturze, a dotyczące amortyzatorów i ogumienia podwozia, zwłaszcza, że są one w wielu przypadkach niejednoznacznie sformułowane, a przy tym z reguły nie rozpatrują kompleksowo wpływu wszystkich na wstępie omówionych istotnych czynników amortyzacji. Przy tym, ani próby na wlocie gotowego amortyzatora wraz z kołem, ani też typowe — przewidziane przepisami budowy samolotów — próby fabryczne czy państwowe samolotu nie są w stanie udzielić odpowiedzi czy i na ile zaprojektowana amortyzacja samolotu odbiega od optymalnego układu, mimo spełnienia wszystkich warunków wytrzymałościowych.

LITERATURA

1. M. F. ASTACHOW, A. B. KRAWAJEW, S. J. MAKAROW, J. J. SUZDALCEW: Sprawozdanie z prac na rasczotu na prochnost. *Oborongtz*, 1954 r.
2. P. BIELKOWICZ: O konstrukcji i pracy amortyzatorów olejopowietrznych. *Techniczne Nowości Lotnicze*, nr 2, 1937 r.
3. P. I. BŁANDOW: Niekotoryje woprosy projektirowanija szanssi samolota. *Oborongtz* 1956 r.
4. E. CICHOSZ, J. KIERKOWSKI: Podwozie i amortyzacja samolotu. *WAT* 1968 r.
5. H. G. CONWAY: Landing gear design. *Chapman and Hall*, London, 1958 r.
6. J. F. FURNISH, D. E. ANDERS: Analytical simulation of landing gear dynamics for aircraft design and analysis. *Ekspres-Informacja. Awiatrojenije* nr 44, 1971 (tłumaczenie rosyjskie).
7. A. I. GUDKOW, P. S. LESZAKOW, L. G. RAJKOW: Wnieszenije nagruzki i prochnost letatielnych apparatow. *Oborongtz* 1963 r.
8. J. IJFF: Analysis of dynamic aircraft landing loads, and a proposal for rational desing landing load requirements. *Holandia* 1974 r.
9. A. I. MAKAREWSKI, N. N. KORCZEMKIN, T. A. FRANCUZ, W. M. CZIŻOW: Prochnost samolota. *Masznostrójnije*, 1975 r.
10. F. MISZTAŁ: Założenia konstrukcyjne i obliczenia w budowie samolotów. Część I, dział B, zeszyt 4, PWN, 1958 r.
11. J. SPRINC, J. SCHINDLER: Problemy pristawacich zatizeni letadel. *Zprawodaj VZLU* nr 4, 1960 r.
12. M. N. SZULZENKO, A. S. MOSTOWOJ: Konstrukcja samolotów. *WKiL*, 1970 r.
13. I. J. ZWIERIEW, S. S. KOKONIN: Projektirowanije awiacionnych koles i termoznych sistem. *Masznostrójnije*, 1973 r.
14. PRACA ZBIOROWA: British Civil Airworthiness Requirements, Section D — The Air Registration Board, Wydania 10, 15.11.1971 (aktualizowane na dzień 30.07.1974 r.).
15. PRACA ZBIOROWA: Desing Requirements for Aeroplanes for the Royal Navy (Air Publication 970) — Ministry of Supply 1948 r.
16. PRACA ZBIOROWA: Federal Aviation Regulations, Department of Transportation Federal Aviation Administration 1969/1970 (aktualizowane w 1971 r.).
17. PRACA ZBIOROWA: Konstrukcija i prochnost samolotow i wiertolotow. *Transport*, 1972 r.
18. PRACA ZBIOROWA: Konstrukcija letatielnych apparatow. Moskwa 1963 r.
19. PRACA ZBIOROWA: Normy lotnoj godnosti graždanskich samolotow SSSR. *Ministerstwo Awiacionnoj Promysziennosti SSSR i Ministerstwo Graždanskoj Awiacii SSSR* 1967 (aktualizowane w 1972 r.).

Układy CMOS i ich możliwości zastosowania w lotnictwie

Mgr inż. JAN TOMASZEWICZ
Instytut Lotnictwa — Warszawa

W pracy opisano możliwości zastosowania układów CMOS (Complementary Metal Oxide Semiconductors) w lotnictwie. Wskazano istotne cechy tych układów, uzasadniające ich zastosowanie w miejsce dotychczas stosowanych układów TTL. Rozważania dotyczące układów CMOS zostały przeprowadzone w oparciu o układy serii F4000 opracowanej przez amerykańską firmę Fairchild w roku 1973.

Seria F4000 układów CMOS zarówno małej (SSI-Small Scale Integration) jak również średniej (MSI-Middle Scale Integration) skali integracji została uznana na rynku zachodnim za rodzinę układów scalonych, której parametry użytkowe odpowiadają najnowszemu wymogom elektroniki. Jej oryginalnym odbiorcą jest przemysł lotniczy, jak również producenci przenośnych przyrządów pomiarowych, aparatury medycznej i przemysłowej, peryferii komputerowych.

Seria F4000 wykonana w technologii isoplanarnej stanowi w większości ściśle odpowiedniki serii CD4000 firmy RCA (rys. 1). W pozostałych przypadkach układy CMOS tej serii stanowią albo grupę funkcjonalnych odpowiedników układów TTL albo grupę układów o całkiem odrębnych właściwościach.

Większość dostępnych dzisiaj układów CMOS to układy małej i średniej skali integracji zapewniających realizację tych funkcji, które od wielu lat były realizowane przez układy TTL i DTL. Dlatego też wydaje się celowe porównanie układów CMOS z układami DTL, TTL i ich pochodnymi (tablica).

TABLICA. Porównanie układów CMOS z układami wykonanymi innymi technologiami

Parametr	TTL stand.	TTL 74L	DTL	TTL 74LS	F 4000 $V_{DD} = 5V$	F 4000 $V_{DD} = 10V$
Czas propagacji [ns]	10	33	30	5	40	20
Częstotliwość graniczna [MHz]	35	3	5	45	8	16
Straty mocy	10 mW	1 mW	8,5 mW	2 mW	10 nW	10 nW
Margines szumów [V]	1	1	1	0,8	2	4
Obciążalność wyjścia (-)	10	10	8	20	50	50

Jak wynika z przedstawionej tablicy szybkość działania układów CMOS jest porównywalna z szybkością działania układów 74L-TTL (układy TTL małej mocy) i DTL, oraz jest ok. 3÷6 razy mniejsza niż układów TTL i LS-TTL (małej mocy Schotky). Napięciowy margines szumów oraz obciążalność wyjścia (ang. fan out) jest w większości przypadków bardzo dobra. Ich zaletę podnosi również fakt, że napięcie zasilania nie jest wartością krytyczną (3÷15 V), a pobór mocy minimalny. W dalszej części zwrócono uwagę na te cechy układów CMOS (własności szumowe, termiczne i energetyczne), które określają korzyści wynikające ze stosowania układów w przemyśle lotniczym. Na szczególne podkreślenie zasługuje również fakt, że ceny tych układów są aktualnie na poziomie cen układów TTL.

Pobór mocy

Bardzo istotną i bodaj najważniejszą cechą układów CMOS jest bardzo mały pobór mocy ze źródła zasilania. Dla przykładu pobór mocy przez cztery bramki typu NAND wersji F4011 jest rzędu 10 nW na układ, a pobór mocy przez ściśle odpowiednik tego układu serii TTL (SN 7400) w statycznych warunkach pracy tranzystor typu p jest rzędu 20 mW na układ. Jest to możliwe, bowiem w statycznych warunkach pracy tranzystor o kanale

typu p (górny) i tranzystor o kanale typu n (dolny) nie przewodzą jednocześnie i tylko prąd upływu (ang. leakage current) płynie od dodatniego V_{DD} do ujemnego V_{SS} biegunu źródła zasilania (rys. 2). Wielkość tego prądu różna jest typowo 0,5 nA na bramkę, co oznacza, że dla napięcia zasilania $V_{DD} = 5 V$ pobór mocy przez jedną bramkę CMOS wynosi 2,5 nW.

W dynamicznych warunkach pracy jest jednak taki moment czasu, w którym oba tranzystory końcowe T_1 i T_2 — (rys. 2) przewodzą równocześnie. Operujemy wtedy pojęciem dynamicznych strat mocy, które są wprost proporcjonalne do częstotliwości pracy układu, pojemności obciążenia i kwadratu napięcia zasilania. Należy jednocześnie dodać, że dokładne określenie wielkości dynamicznych strat mocy jest trudne, bowiem w kompleksowych systemach układowych tylko część bramek jest przełączona z maksymalną częstotliwością pracy systemu. Większość z nich pracuje przy niższych częstotliwościach, a więc w w konsekwencji pobiera mniej mocy. Porównanie poboru mocy układów scalonych wykonanych różnymi technologiami wymaga więc określenia średniej częstotliwości pracy każdego układu w systemie. Wartość prądu zasilania pobieranego przez układ niezbędna do określenia poboru mocy ze źródła zasilania podawana jest w katalogach przez producentów dla napięć $V_{DD} = 5, 10, 15 V$. Producenci układów scalonych określają również dynamiczne straty mocy w sposób graficzny podając ich wielkość w funkcji napięcia zasilania V_{DD} i pojemności obciążenia (zazwyczaj 15 pF i 50 pF).

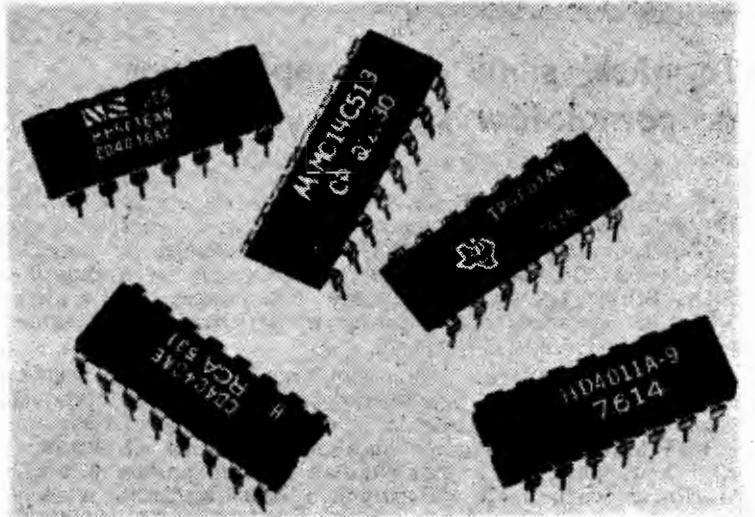
Suma strat mocy statycznych i dynamicznych określa moc całkowitą pobieraną przez układ wg zależności:

$$P_T = P_S + P_D$$

gdzie: P_T — całkowity pobór mocy, P_S — statyczny pobór mocy ($P_S = I_{DD} V_{DD}$), P_D — dynamiczny pobór mocy.

Zakres napięć zasilania

Producenci układów scalonych CMOS gwarantują poprawną pracę tych układów dla napięć zasilania V_{DD} z zakresu 3÷15 V. Napięcie to nie jest więc wartością krytyczną, co decyduje o uniwersalnych właściwościach rozważanych układów i umożliwia ich zastosowanie w rozmaitych systemach układowych. Wybór wielkości napięcia zasilania dokonany jest przez konstruktora i ma na uwadze łatwość współpracy z innymi układami, wielkość opóźnień czasowych, strat mocy. Np. decydując się na pracę przy 4,5 V napięcia zasilania, należy się liczyć ze wzrostem opóźnień sygnałowych wej/wyj, wzrostem oporności wyjściowej, oraz zmniejszeniem marginesu szumów. Praca



Rys. 1. Przegląd symboli układów CMOS: CD4016AE (National Semiconductor), CD4040AE (RCA), MC14051 (Motorole), TP4001AN (Texas Instruments), HD4011A-9 (Harris)

przy $V_{DD} = 15 \text{ V}$ wymaga rozważania zwiększonych dynamicznych strat mocy, wzrostu ryzyka przepięć na przewodach zasilających.

Zakres temperatur pracy

Aktualnie producenci układów CMOS opracowali dwie serie tych podzespołów:

- zakres temperatur pracy od $-40 \div +85^\circ\text{C}$ (układy powszechnego zastosowania),
- zakres temperatur pracy od $-55 \div +125^\circ\text{C}$ (układy o przeznaczeniu wojskowym).

Na uwagę zasługuje fakt, że w porównaniu z komercyjną serią TTL (zakres temperatur pracy od $0 \div +70^\circ\text{C}$) układy CMOS powszechnego zastosowania wykazują znacznie lepsze parametry termiczne. Pozwala to stwierdzić, że dla większości przyszłych zastosowań w zupełności wystarczy zastosowanie układów CMOS powszechnego przeznaczenia. Takie podejście do zagadnienia pozwala na budowanie systemów tanich i ekonomicznych spełniających wszelkie wymagania stawiane osprzętowi lotniczemu.

Interface z układami TTL

Zasady interface'u z układami TTL powinny być rozważone, ponieważ w początkowym okresie wdrażania układów CMOS nie uda się z pewnością zastąpić wszystkich stosowanych dotąd układów TTL.

Jeżeli układy CMOS pracują w warunkach $V_{DD} = 5 \text{ V}$, to interface z układami TTL jest dokonywany wprost. Czasami dla poprawienia pewności działania stosuje się rezystory ($1 \div 10 \text{ k}$) z wyjścia układu TTL do $+5 \text{ V}$, w celu podniesienia poziomu 1-logicznej. Praca układów CMOS przy $V_{DD} 5 \text{ V}$ aż do 15 V wymaga specjalnych translatorów poziomów logicznych, które są zresztą produkowane jako gotowe układy scalone. Np. układy F4049 i F4050 zawierają w jednej obudowie 6 buforów, zapewniając interface między układami TTL a CMOS aż do 15 V napięcia zasilania.

Margines szumów

Wejściowy próg wyzwalania bramki CMOS określony jest jako wartość równa 50% napięcia zasilania. W rezultacie układy CMOS wykazują bardzo dobre własności antyszumowe do $2,25 \text{ V}$ przy napięciu zasilania $V_{DD} = 5 \text{ V}$ (typowo $0,45 V_{DD}$). Dla porównania dla układów TTL próg zakłóceń wynosi 1 V dla w pełni obciążonego układu i $0,4 \text{ V}$ dla najgorszego przypadku. Należy też dodać, że dla zakłóceń impulsowych (czas trwania 10 ns) układy CMOS wykazują dobre własności tłumiące, natomiast układy TTL zakłócenia te wzmacniają.

Wspomniane własności układów CMOS powodują, że szczególnie celowe jest ich zastosowanie w polu dużych zakłóceń w jakim często znajdują się przyrządy i urządzenia stosowane w lotnictwie.

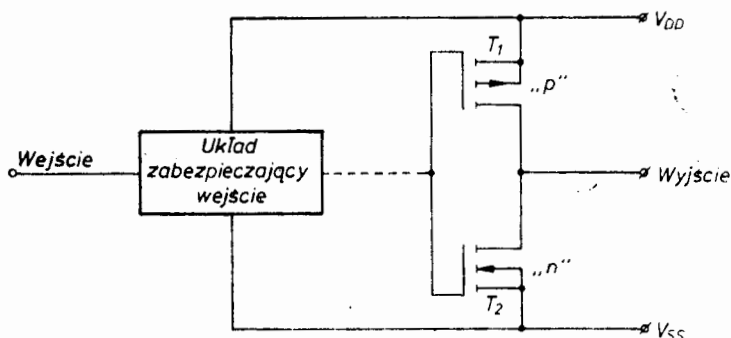
Należy jednak stwierdzić, że obok opisanych wyżej bardzo istotnych zalet, układy CMOS wykazują dużą wrażli-

wość na zakłócenia o charakterze pojemnościowym (ok. 6-krotnie węższy margines szumów niż układów TTL) co powinno być również krytycznie uwzględniane.

Zakończenie

Biorąc pod uwagę wszystkie wymienione cechy układów CMOS należy stwierdzić, że zastosowanie tej rodziny układów scalonych w lotnictwie jest celowe i uzasadnione.

Celowość ich zastosowania uzasadniają w szczególności następujące ich właściwości:



TL-168/6/78 R 2

Rys. 2. Stopień końcowy typowej bramki CMOS

— minimalny pobór mocy ze źródła zasilania. Oznacza to, że obciążają one w minimalnym stopniu pokładowe źródła zasilania; systemy elektroniczne budowane w oparciu o układy CMOS są ekonomiczne i tanie;

— szeroki zakres napięć zasilania. Umożliwia to instalowanie urządzeń zawierających układy CMOS na pokładach statków powietrznych o rozmaicie opracowanych blokach zasilających i zapewnia łatwość adaptacji do współpracy z innymi urządzeniami budowanymi w oparciu o inne podzespoły (TTL, DTL, tranzystorowe). Własność ta stanowi bardzo istotną cechę układów CMOS wyróżniającą je z pozostałych typów układów scalonych;

— szeroki margines szumów. Jest to cecha układów CMOS uzasadniająca ich zastosowanie w polu dużych zakłóceń elektrycznych i elektromagnetycznych, w których zastosowanie układów np. TTL byłoby bardzo trudne albo wręcz niemożliwe (konieczność opracowywania i stosunkowo skomplikowane układy odsprzęgające).

Wydaje się więc, że wprowadzenie układów CMOS do zastosowań w lotnictwie jest tylko kwestią czasu niezbędnego do rozeznania ich asortymentu i właściwości.

LITERATURA

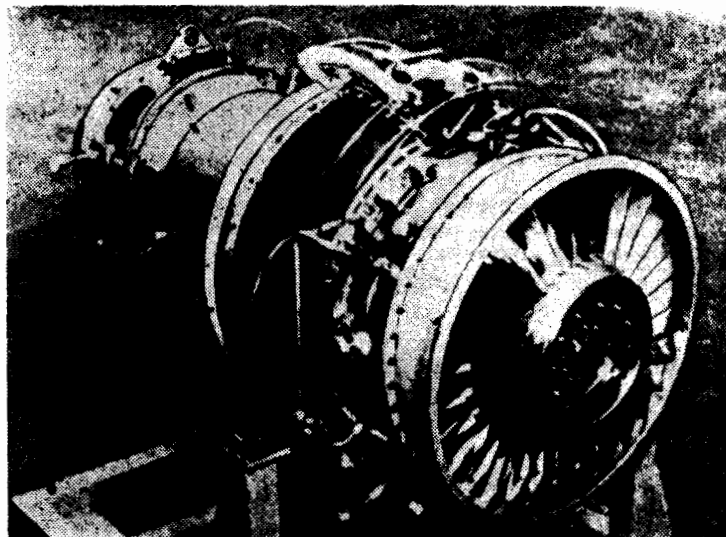
1. Motorola Inc.: CMOS Data Book, 1976 r.
2. National Semiconductor, CMOS Integrated Circuit Catalog.
3. Aplikacje firmowe: National Semiconductor.
4. Fairchild Semiconductor, MOS/CDD Data Book, 1975 r.

Japoński silnik dwuprzepływowy do samolotów służbowych

W końcu 1977 r. firma Ishikawajima-Harima ujawniła istnienie prototypu nowego silnika dwuprzepływowego CFJ-801 o ciągu ok. 1500 daN , przeznaczony do napędu samolotów służbowych drugiej połowy lat osiemdziesiątych. Silnik ten jest rozwijany równolegle z silnikiem XF3-1 o podobnym ciągu mającym napędzać nowy samolot szkolno-treningowy MT-X.

Silnik CFJ-801 ma jednostopniowy wentylator, pięciostopniową sprężarkę wysokiego ciśnienia, jednostopniową turbinę wysokiego ciśnienia i dwustopniową turbinę niskiego ciśnienia. Stosunek natężeń przepływu silnika wynosi $3:1$, spręż $11:1$, jednostkowe zużycie paliwa $0,51 \text{ kg/daNh}$ w warunkach startowych i $0,795 \text{ kg/daNh}$ w warunkach przelotowych $H = 13700 \text{ m}$, $Ma = 0,7$, średnica wlotu 660 mm , długość 1320 mm i masa 281 kg .

Produkcja silnika ma rozpocząć się w 1985 r. W.K.



Wirnik ogonowy

Uściślony empiryczny wzór sformułowany na podstawie założenia zachowania średnich wartości N_{wo} niezmiennymi $N_{wo} = N_{wo}/N_{tr}$; N_{wo} — moc pobierana przez wirnik ogonowy

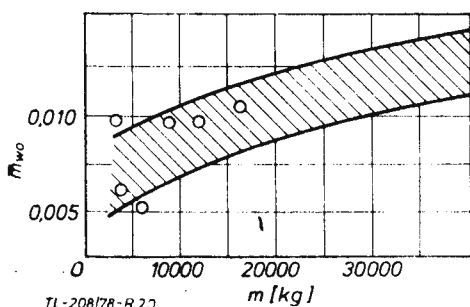
$$m_{wo} = c_{1wo} N_{tr}^{1/4} \cdot D_{wo}^2 + c_{2wo} N_{tr}^{2/3} \cdot D_{wo} + c_{3wo} N_{tr}^{2/3} \cdot D_{wo}^2$$

gdzie: c_1, c_2, c_3 — współczynniki okr. na podstawie statystyki i konstrukcji wirnika

Średnio $c_{1wo} = 0,185, c_{2wo} = 0,0467, c_{3wo} = 0,00307$

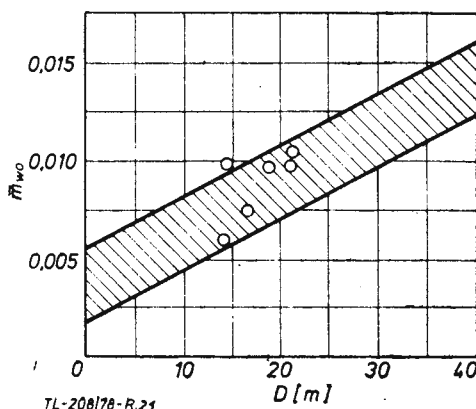
Przy znanej wielkości ciągu rozwijanego przez wirnik ogonowy masa jego dostatecznie dokładnie może być określona wzorem

$$m_{wo} = 0,0063 T_{wo} + 0,0012 T_{wo} \cdot D_{wo}$$



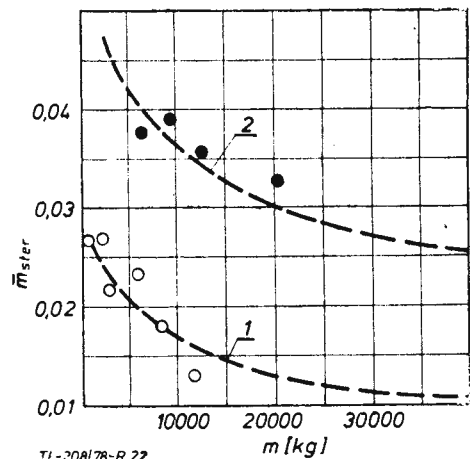
TL-208/78-R.20

Rys. 20. Zmiana względnej masy wirników ogonowych ze wzrostem masy startowej śmigłowca



TL-208/78-R.21

Rys. 21. Zmiana względnej masy wirników ogonowych ze wzrostem średnicy wirnika nośnego D



TL-208/78-R.22

Rys. 22. Zmiana względnej masy sterowania ze wzrostem masy startowej śmigłowca m: 1 — jednowirnikowe; 2 — dwuwirnikowe

Sterowanie

Masę sterowań można określić wzorem

$$m_{st} = c_{1st} m + c_{2st}$$

średnio $c_{1st} = 0,0107, c_{2st} = 55$ — dla jednowirnikowych średnich i ciężkich śmigłowców i $c_{1st} = 0,025, c_{2st} = 80$ — dla dwuwirnikowych średnich i ciężkich w układzie tandem. Inny wzór, zbudowany na założeniu, że część masy sterowań (popychacze itp.) zależy od swej długości, zmieniającej się proporcjonalnie do średnicy wirnika (dokładniejszy):

$$m_{st} = c_{1st} m + c_{2st} \cdot D$$

gdzie: $c_{1st} = 0,0107, c_{2st} = 2$ dla jednowirnikowych $c_{1st} = 0,025, c_{2st} = 3,3$ dla dwuwirnikowych w tandem.

Pewne uściślenie osiąga się wprowadzając stałą składową masy $c_{3st} = 8 - 20$, charakteryzującą masę stanowiska sterowania.

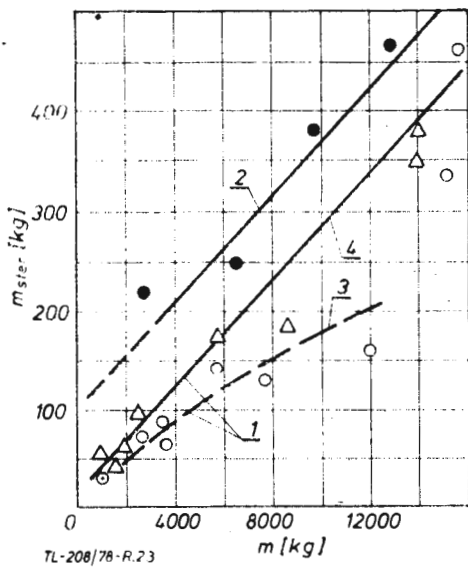
TABLICA 6. Sterowanie i wirnik ogonowy

Nazwa	$m_{st} + m_{wo}$ g · [kg]	m_{st} g · [kg]	m_{wo} g · [kg]	m g · [kg]	D [m]	D_{wo} [m]	$m_{st} + m_{wo}$	m_{st}	m_{wo}
OH-6A	32,3*	29,3*	3	1 090	8,03	1,3	0,03	0,027	0,003
47J-2	55*			1 111	11,32	1,78	0,05		
OH-5A	52,5*			1 150	10,08		0,046		
12E-4	49*			1 250	10,8	1,67	0,039	0	
XH-51A	101*			1 588	10,67	1,67	0,064		
S-59	56*			1 900	10,7	1,6	0,029		
204B	146*	87*	59	3 856	13,41	2,59	0,038	0,023	0,015
S-55	82*			3 580	16,15	2,7	0,023		
S-62	103*			3 629	16,15	2,67	0,028		
S-58	173*	140*	33	5 900	17,07	2,9	0,0293	0,0237	0,0056
S-61L	184*	100*	84	8 620	18,9	3,15	0,021	0,0116	0,0097
S-56	386*			14 060	21,95	4,57	0,027		
S-60	356*			14 060	21,95	4,57	0,025		
S-64	345*			17 237	21,95	4,88	0,02		
CH-53A	631*	465*	166	15 875	22,02	4,88	0,04	0,029	0,0105
HUP-2	220	220		2 762	10,7		0,0795	0,0795	
H-21C	246	246		6 520	13,4		0,0377	0,0377	
CH-46A	380	380		9 706	15,24		0,039	0,039	
CH-47A	465*	465*		12 950	18,02		0,036	0,036	
CH-47B	670	670		18 144	18,3		0,037	0,037	
CH-47C	680	680		20 865	18,29		0,033	0,033	

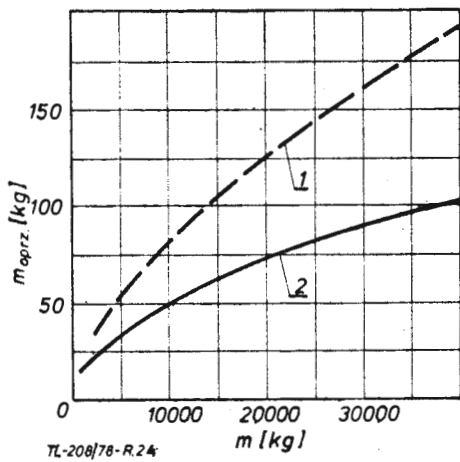
*) bez masy tarczy sterującej

TABLICA 7. Wyposażenie

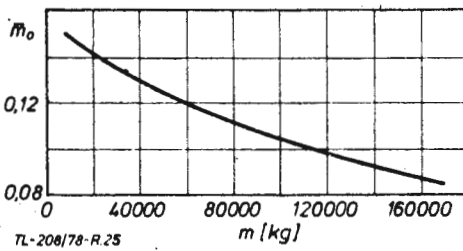
Nazwa	m_{wo} g · [kg]	m g · [kg]	N_g [kW]	D [m]	m_{wo}
47J-2	77	1 293	224	11,32	0,06
12E-4	71	1 320	224	10,8	0,054
S-58	363	5 900	1120	17,07	0,061
S-56	2108	14 060	2 × 1540	21,95	0,15
S-60	1550	14 060	2 × 1540	21,95	0,11
HUP-2	226	2 767	386	10,7	0,082
H-21C	469	6 520	1050	13,4	0,072
Śmigłowce z silnikami turbinalnymi					
OH-6A	116	1 225	233	8,03	0,095
SE-3130	75	1 500	298	10,2	0,05
XH-51A	101	1 680	405	10,67	0,06
S-59	136	1 900	313	10,7	0,071
204B	397	3 856	808	13,41	0,103
CH-47A	1040	14 970	2 × 1950	18,02	0,069
CH-47C	1636	20 865	2 × 2760	18,29	0,078



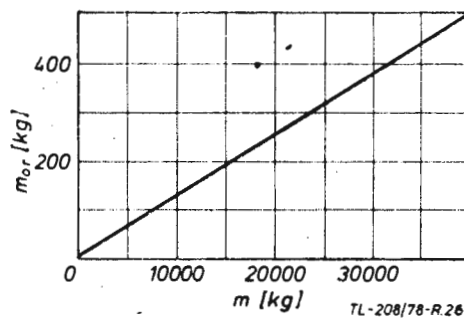
Rys. 23. Zmiana masy sterowania ze wzrostem masy startowej: 1 — jednowirnikowe; 2 — dwuwirnikowe; 3 — sterowanie; 4 — sterowanie i śmigło ogonowe



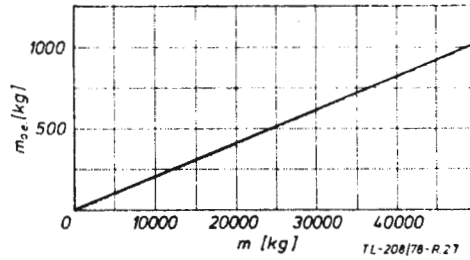
Rys. 24. Zmiana masy przyrządów ze wzrostem masy startowej samolotu: 1 — z autopilotem; 2 — bez autopilota



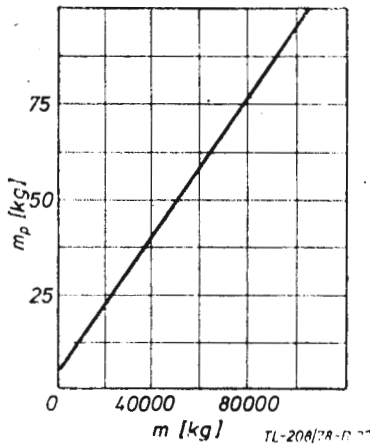
Rys. 25. Zmiana masy wyposażenia radiowego i przyrządów pokładowych ze wzrostem masy startowej s-tu



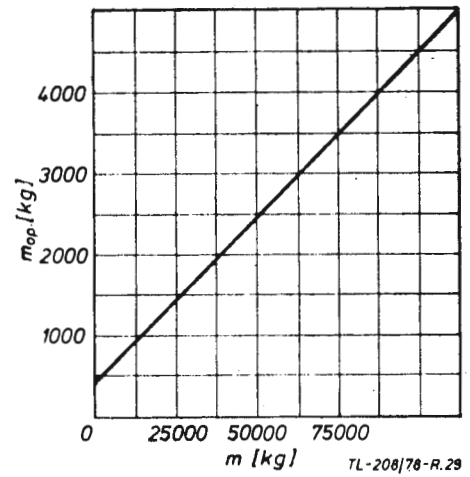
Rys. 26. Zmiana masy wyposażenia elektrycznego ze wzrostem masy startowej s-tu



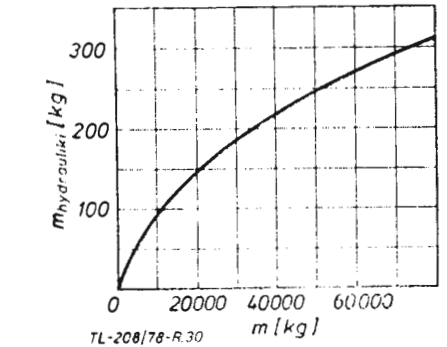
Rys. 27. Zmiana masy przewodów wyposażenia elektro- i radio- ze wzrostem startowej masy s-tu



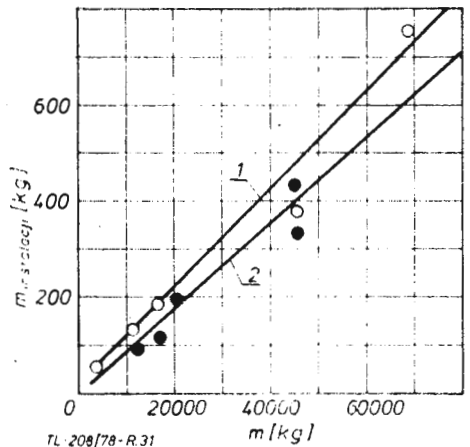
Rys. 28. Zmiana masy instalacji hydraulicznej, pneumatycznej i elektrycznej ze wzrostem startowej masy s-tu



Rys. 29. Zmiana masy instalacji hydraulicznej, pneumatycznej i elektrycznej ze wzrostem masy startowej samolotu



Rys. 30. Zmiana masy instalacji hydraulicznej ze wzrostem masy startowej s-tu



Rys. 31. Zmiana masy instalacji wyposażonej ze wzrostem masy startowej s-tu: 1 — instalacja wentylacji kabiny; 2 — izolacja dźwiękowa

Empiryczny wzór, zgodnie z którym masę sterowań określa się jako funkcję masy wirnika i masy startowej śmigłowca:

$$m_{st} = 0,96 m_w^{0,41} + 0,15 z m_w + 0,556 z m_w^{0,84}$$

W ten wzór wchodzi masa tarczy sterującej. Pierwszy człon charakteryzuje masę dźwigni i innych elementów sterowań umieszczonych w kabine pilota; drugi człon — masę elementów sterowania umieszczonych na wirniku (tarcza sterująca, tłumiki, cięgi...); trzeci człon — masę elementów sterowania umieszczonych w kadłubie.

Wyposażenie

Masa jego w dużym stopniu zależy od wymagań taktyczno-technicznych, co nie można analitycznie uogólnić.

Empiryczne wzory oparte są na określeniu masy wyposażenia w funkcji masy startowej śmigłowca, jego wymiarów, mocy silnika itp. (rys. 24÷29), ale zabezpieczają niezbędną

dokładność tylko w wąskim zakresie parametrów dla ściśle określonej kategorii wagowej.

$$m_{op} = C_{op} \cdot m_w^{0,8} \quad \text{i} \quad m_{op} = c_{1op}^m + c_{2op}$$

Średnie wartości współczynników dla śmigłowców transportowych

$$C_{1op} = 0,0985, C_{2op} = 30 \text{ dla } \text{śmigł. powyżej } 10 \text{ t}$$

$$C_{1op} = 0,039, C_{2op} = 800 \text{ dla } \text{śmigł. powyżej } 10 \text{ t}$$

Jeśli uwzględnić masę elektrooprzyszczadzenia (gros masy), traktując ją jako zależną od długości przewodów, proporcjonalną rozmiarom wirników i powierzchni ogrzewanych kątów, otrzymamy nieco dokładniejszy wzór

$$m_{op} = c_{1op}^m + c_{2op}^D + c_{3op}^{D^2} + c_{4op}$$

Dla śmigłowców jednowirnikowych $C_{1op} = 0,036, C_{2op} = 12,5, C_{3op} = 5,1, C_{4op} = 30.$

Na podstawie „Wielowojny charakterystyki wiertłowca i ich przedwiaritelnyj rasczet” G. K. Zurstrina, W. W. Kronsztadtowa, Moskwa, 1978, Maszinstrojenije — oprac. Michał Skrzynecki

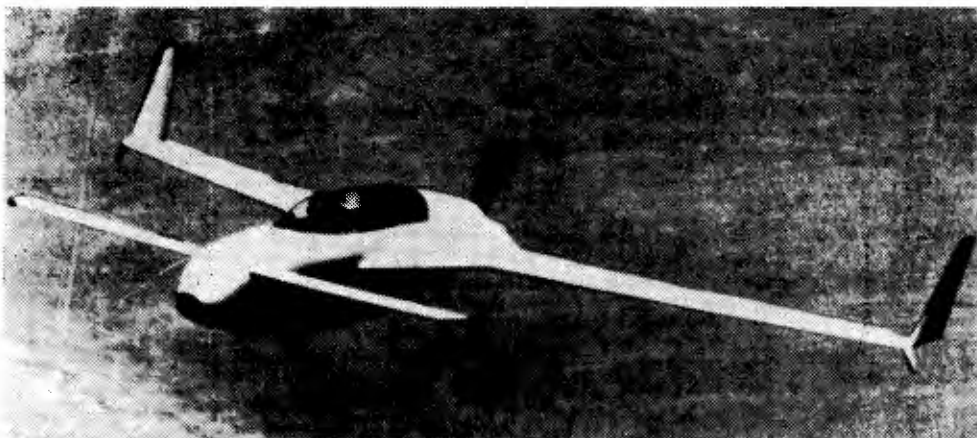
WCT/34/K/79

Amatorski samolot sportowy

KONSTRUKCJA. Całkowicie laminatowy, jednosilnikowy dwumiejscowy średniopłat w układzie kaczki ze śmigłem pchającym i częściowo chowanym trójkołowym podwoziem.

Skrzydło. Obrys trapezowy, skos krawędzi natarcia 25° , wznios ujemny. Konstrukcja trójdziałna całkowicie laminatowa (metal użyty tylko na okucia i części złączne), jednodźwigarowa przekładkowa. Dźwigar skrzynkowy o wnętrzu wypełnionym pianką poliuretanową sięga do $\frac{2}{3}$ rozpiętości każdego ze skrzydeł. Pasy dźwigara z 6 warstw rowingu, ścianki boczne z tkaniny laminowanej o splocie diagonalnym (45°). Konstrukcja skrzydła wyjątkowo prosta: trzy segmenty — noskowy, dźwigarowy i spływowy, każdy wycięty z planksi poliuretanowej płytą elektryczną (dłut oporowy) prowadzonej na dwóch krańcowych żebrach-szablonach. Każdy z segmentów laminowany jest tkaniną o jednym kierunku włókien, a następnie sklejany z pozostałymi, całość jest dwukrotnie laminowana — najpierw tkaniną o splocie diagonalnym, a następnie tkaniną o jednym kierunku włókien. Analogiczne jest rozwiązanie poza dźwigarowej części skrzydła, jest ona wykonana z jednego tylko segmentu laminowanej pianki poliuretanowej. W plance, w pobliżu krawędzi spływu przeprowadzona jest rurka, przez którą przechodzi cięgno sterowania. Lotek i klap brak. Końcówka skrzydła typu Whitcomb (winglet) — małe, silnie zagięte ku dołowi skrzydełki zajmują $\frac{1}{3}$ cięciwy końca skrzydła, pozostałą jej część zajmuje większa powierzchnia silnie odgięta do góry, ma ona znaczny skos ku tyłowi, wynoszący 30° . Płaszczyzny obu powierzchni końcówki tworzą kąt 15° z płaszczyzną symetrii samolotu. Na powierzchni odgiętej do góry umieszczony jest niewielki ster kierunku, zawieszony na zawiasie typu szarnirowego. Centropłat o obrysie trapezowym i skosie krawędzi natarcia $66,5^\circ$ ma konstrukcję analogiczną jak skrzydło i tworzy jedną całość z kadłubem. Jego dźwigar jest prostopadły do płaszczyzny symetrii samolotu. Przed dźwigarem, w plance segmentu noskowego wykonane są laminowane wnęki tworzące zbiorniki paliwa i bagażniki. W rejonie zbiorników pianka nie jest porowata — jej pęcherze wypełniono odpowiednio przygotowanym wypełniaczem. Każde ze skrzydeł jest połączone z centropłatem za pomocą dwóch sworzni; metalowe okucia są wlaminiowane w pasy dźwigarów.

Kadłub. Kształt cygara, przekrój owalny. Struktura przekładkowa wykonana z odpowiednio ukształtowanych segmentów pianki poliuretanowej laminowanych analogicznie jak skrzydło warstwami przesyconej tkaniny szklanej. Siły skupione są wprowadzone za pomocą odpowiednio laminowanych okuć. Cały kadłub jest zajęty przez kabinę pilota i pasażera (miejsca jedno za drugim). Kabina wyposażona jest w zestaw przyrządów ograniczony do niezbędnego minimum pilotażowo-nawigacyjnego i kontroli silnika. Fotele częściowo regulowane, zbliżone do stosowanych w niektórych szybowcach. Po obu stronach tylnego fotela dostępny do wnętrza bagażowych w centropłacie. Możliwość zabrania łącznie 14 kg bagażu. Jednocześnie



wa osłona kabiny wykonana z tłoczonego pleksi jest otwierana w prawo. W przedniej części kadłuba węzły mocowania usterzenia poziomego i podwozia przedniego, w tylnej — węzły mocowania silnika i podwozia głównego.

Usterzenie. Usterzenie poziome o obrysie prostokątnym, bez skosu i wzniosu, umieszczone na grzbiecie noska kadłuba. Konstrukcja statecznika — przekładkowa, analogiczna jak skrzydła. Na całej rozpiętości usterzenia szczelinowe sterolotki, każda zawieszona w trzech punktach. Konstrukcja sterolotek jednodźwigarowa, przekładkowa. Dźwigar z rury duralowej. Rolę usterzenia pionowego pełnią zagięte końcówki skrzydeł, znajdują się na nich małe stery kierunku o konstrukcji przekładkowej.

Sterowanie. Sterownice tylko w pierwszej kabine. Sterownica ręczna (drażek) umieszczona z prawej burty kabiny jest ukształtowana i zawieszona w sposób umożliwiający dwie funkcje: sterowanie pochylem (obte sterolotki wychylają się równocześnie i zgodnie) i sterowanie przechylem (obte sterolotki wychylają się przeciwnie). Sterownica zakończona jest dźwignią połączoną dwoma popychaczami z dźwigniami na rurach skrętnych sterolotek. Sterownice nożne (bez wzajemnego połączenia) przekazują napęd na cięgna, a te z kolei na dźwignie uruchamiające bowdeny sterowania sterami kierunku, przeprowadzone w rurkach umieszczonych w spływie skrzydła. Te same dźwignie, przy pełnych wychyleniach sterownic uruchamiają pompki hamulcowe. Każdy ster kierunku w końcówce skrzydła ma sprężynę ustawiającą go samoczynnie w położeniu neutralnym — to właśnie rozwiązanie pozwala uniknąć połączenia wzajemnego obu cięgów sterowania sterami kierunku.

Podwozie. Trójkołowe z kołem przednim. Podwozie przednie chowane mechanicznie ręcznie, podwozie główne stałe. Golenie laminatowe, sprężyste. Goleń podwozia przedniego laminowana razem z osłoną. Golenie podwozia głównego o kształcie lukowym. Koła podwozia głównego zaopatrzone w tarczowe hamulce hydrauliczne. Przewidziane zastosowanie owlewek kół podwozia głównego. Podwozie przednie może być chowane i wypuszczane podczas postoju — ma to ułatwiać ręczny rozruch silnika i wsłanianie do dość wysoko położonej kabiny.

Zespół napędowy. W prototypie silnik samochodowy Volkswagen Revmaster o pojemności skokowej $1,834 \text{ dm}^3$ i mocy

47 kW (63 KM), w drugim egzemplarzu czterocylindrowy płaski chłodzony powietrzem silnik Continental 0-200-B o mocy 74,5 kW (101 KM). Przewidziana konstrukcyjnie możliwość zastosowania innych silników: Continental C65, C75, C85 i C90. Śmigło pchające dwupłatowe o stałym skoku z piastą osłoniętą kołpakiem. Osłony zespołu napędowego laminatowe, wlot powietrza pod kadłubem.

Instalacja paliwowa. Dwa laminatowe integralne zbiorniki o konstrukcji przekładkowej umieszczone w centropłacie przed dźwigarem. Wlewy na górnej powierzchni centropłata obok tylnej kabiny. Łączna pojemność zbiorników 75 lub 91 l.

Materiały konstrukcyjne. Tkaniny szklane o splocie jednokierunkowym i diagonalnym (45°) na pokrycia, rowing szklany na pasy dźwigara i golenie podwozia. Żywice epoksydowe Shell, dwa typy utwardzaczy (szybki — 15 min — dla części prostego kształtu i wolny — 4 godz. — dla miejsc trudniej dostępnych). Wypełniacz — cięte włókno silikonowe o dwóch gęstościach (lżejsze — na uszczelnienia, cięższe — używane przy klejeniu struktur). Pianki polistyrenowe (na elementy mniej obciążone) i poliuretanowe (na elementy strukturalne).

ROZWOJ KONSTRUKCJI. Po zbudowanym w 1972 r. niekonwencjonalnym samolocie VariViggen kalifornijski konstruktor Elbert L. Rutan w 1975 r. opracował i wykonał dwa prototypy nowego samolotu VariEze. Budowa pierwszego prototypu trwała zaledwie 10 tygodni, przy czym prace odbywały się tylko podczas weekendów. Pierwszy lot odbył się 21 maja 1975 r. Na pierwszym prototypie z silnikiem Volkswagen 4 sierpnia 1975 r. ustalono nowy rekord odległości lotu po obwodzie zamkniętym w klasie C14 (samoloty o masie startowej do 500 kg) wynoszący 2620,8 km. W roku 1977 ustanowiono na tym samolocie kolejny rekord w tej samej klasie, wynoszący 5150 km. Drugi prototyp z silnikiem Continental 0-200 został ukończony zimą 1975/76. Wyjątkowo udane rozwiązanie konstrukcyjne polegające na zastosowaniu końcówek skrzydła winglets w połączeniu ze sterami kierunku pozwoliło na zredukowanie oporów indukcyjnych o ok. 40%, w wyniku czego uzyskano zmniejszenie zużycia paliwa o 6% na tym samym odcinku drogi. Obecnie, na podstawie opracowanych przez Rutana planów i technologii powstaje na całym świecie ponad 600 egzemplarzy tego samolotu budowanego przez konstruktorów-amatorów. Z do-

tychczas wykonanych poza USA samolotów VariEze na uwagę zasługuje egzemplarz zmodyfikowany przez P. Krausa i J. Elzenbecka w RFN. Zabudowano na nim silnik Continental 0-325 o mocy 84,7

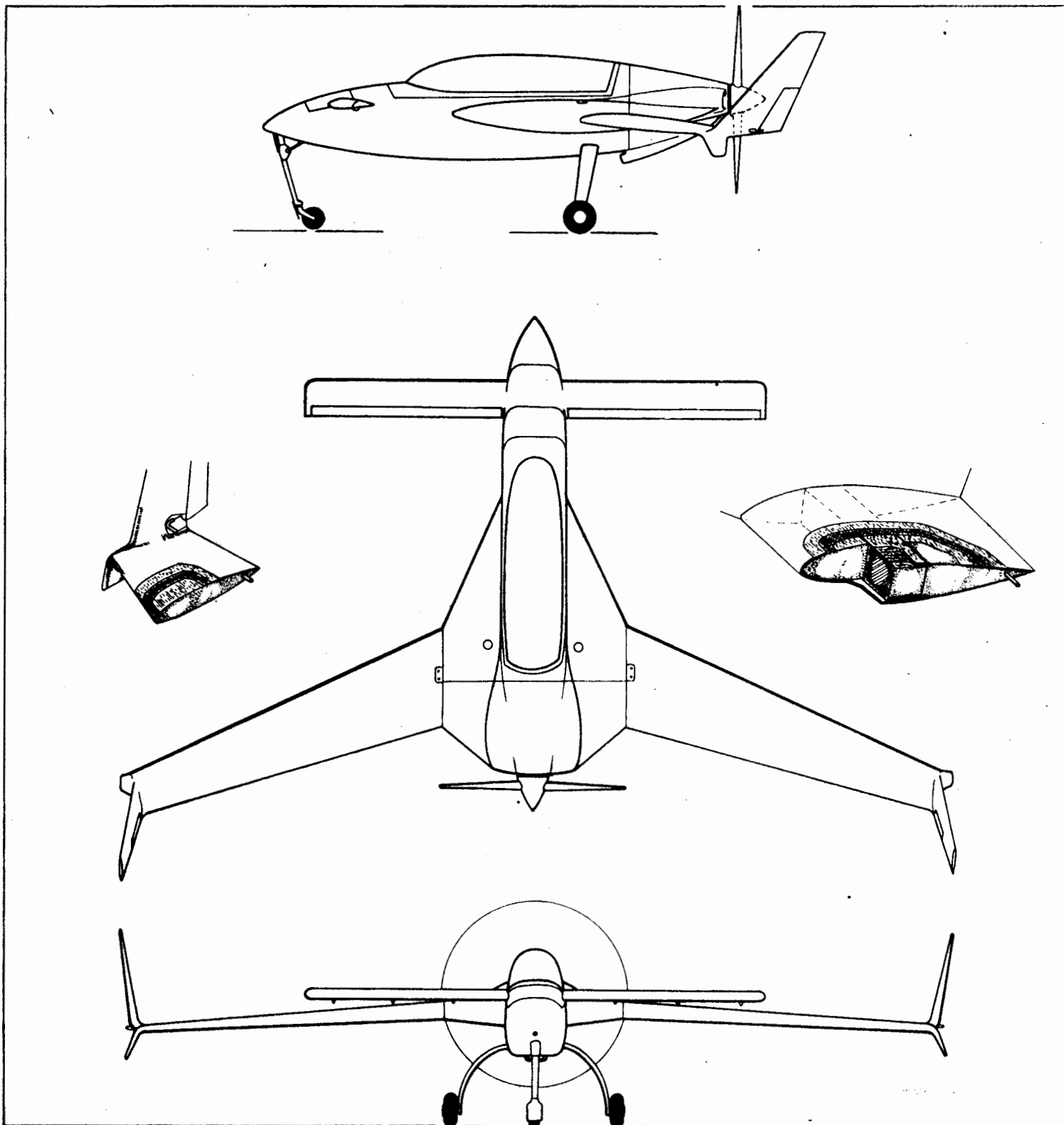
kW (115 KM) ze śmigłem Hoffmann o stałych obrotach, zmieniono rozpiętość, skos i powierzchnię nośną skrzydła, podwyższono masę startową do 600 kg, uzyskując pewną poprawę osiągnięć poziomych. E. L.

Rutan, zachęcony powodzeniem VariEze opracował i zbudował w 1978 r. prototyp jego powiększonej wersji. Jest to Rutan Defiant — samolot sześciomiejscowy z dwoma silnikami (ciągnącym i pchającym).

DANE TECHNICZNE (wersja z silnikiem Continental 0-200-B):

Rozpiętość	6,81 m
Długość	4,32 m
Rozpiętość usterzenia poziomego	4,02 m
Cięciwa przy nasadzie skrzydła	0,91 m
Cięciwa przy końcówce skrzydła	0,41 m
Cięciwa usterzenia poziomego	0,32 m
Powierzchnia nośna całkowita	6,25 m ²
Powierzchnia skrzydła	4,98 m ²
Powierzchnia usterzenia	1,27 m ²
Wydłużenie skrzydła	9,31
Wydłużenie usterzenia	12,72
Masa własna	243 kg

Masa startowa maks.	476 kg
Obciążenie powierzchni nośnej	76,16 kg/m ²
Obciążenie mocy	0,39 kg/kW (4,76 kg/KM)
Współczynniki obciążenia dopuszczalnego	±6
Prędkość przelotowa maks.	323 km/h
Prędkość przelotowa ekonomiczna	233 km/h
Prędkość minimalna	90 km/h
Prędkość wznoszenia maks.	8,63 m/s
Pułap praktyczny	6000 m
Rozbieg	230 m
Dobieg	244 m
Zasięg (75% mocy)	1126 km
Zasięg maks. (moc ekon.)	1770 km
	T.M.



Westland/Aérospatiale SA-330C Puma

• W. Brytania/Francja •

Śmigłowiec wielozadaniowy średniego udźwigu

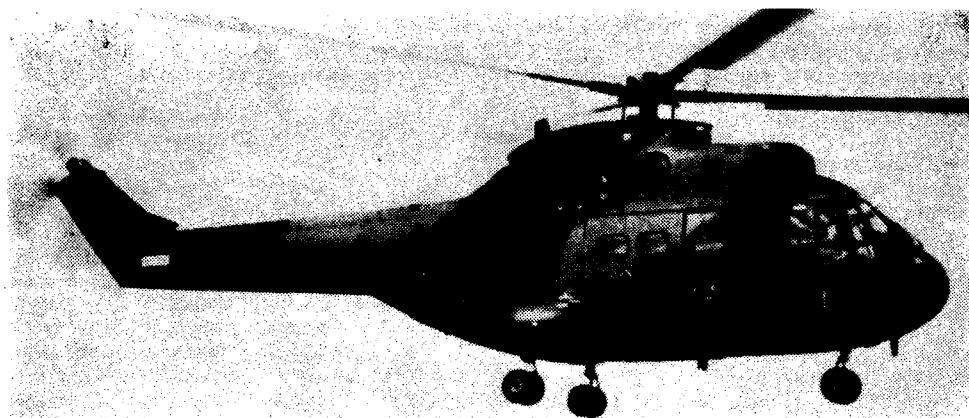
KONSTRUKCJA. Całkowicie metalowy dwusilnikowy śmigłowiec z chowanym podwoziem.

Kadłub. Konstrukcja półskorupowa całkowicie metalowa, płaszczyzny wręg usytuowane pionowo. Bogato oszklona przednia część kadłuba mieści kabinę pilotów (I pilot siedzi po prawej, a II pilot po lewej stronie). Kabina wentylowana i ogrzewana. Drzwi do kabiny z prawej strony kadłuba, z lewej wyjście awaryjne. Kabina pilotów połączona centralnym przejściem z kabiną ładunkową w środkowej części kadłuba. Podłoga kabiny ładunkowej wzmocniona i zaopatrzona w wycięcie usytuowane w osi wirnika głównego; umożliwiła ono wyprowadzenie na zewnątrz zawieszonych do ładunku podwieszanego i jest zastąpiana mocną płytą. Nad nią znajdują się węzły mocowania zawieszonych. Pod podłogą zbiorniki paliwowe oraz wnęka podwozia przedniego mocowanego do przedniej części kadłuba. Z obu stron kabiny ładunkowej odsuwane do przodu drzwi położone naprzeciw siebie; ich obramowania są wzmocnione dla umożliwienia mocowania windy ratowniczej i dźwigu do obsługi naziemnej. Tył kabiny zamknięty ruchomą pokrywą, która służy jako wyjście awaryjne i umożliwia (po otwarciu) transport ładunków o długości większej niż gabaryt kabiny. Z obu stron kabiny znajdują się po cztery okna, w tym po dwa w drzwiach odsuwanych. Wyposażenie wnętrza kabiny ładunkowej może być różne w zależności od wersji i przeznaczenia. Znajdują się w niej zaczepy umożliwiające mocowanie ładunku i wyposażenia wnętrza. Wersja do przewozu pasażerów mieści 16 do 20 foteli, może być wyposażona w toaletę. Wersja sanitarna umożliwia przewóz sześciu chorych na noszach i czterech na fotelach. Wersja ratownicza (morska i lądowa) ma zamontowaną na obramowaniu drzwi elektryczną windę ratowniczą o udźwigu 275 kg sterowaną przez pilotów (w wersji produkowanej w W. Brytanii winda ta wchodził w skład wyposażenia standardowego). Wersja „Latający dźwign” jest zaopatrzona w urządzenie do podwieszania ładunku sterowane z kabiny pilotów, wersja ta może być używana do zwalczania pożarów (po podwieszeniu pojemnika typu Chadwick o pojemności maks. 2000 l). Nad kabiną ładunkową węzły mocowania silników, przekładni głównej i łożysk wału transmisyjnego.

Wirnik główny. Czterolopatowy, obrys łopaty prostokątny, konstrukcja metalowa klejona. Dźwigar z profilu duralowego wyliskanego, frezowanego zewnętrznym tworzywo nasek profilu, do którego klejone są na zimno segmenty spływowe wykonane z blachy duralowej z wypełniaczem ulowym. Istnieje także laminatowa wersja łopaty o większej ciężkości. Każda łopata zawieszona jest sztywno na swych stopach przez dwa pionowe sworznie; umożliwiła to ich składanie po wyjściu jednego ze sworzni. Stopy łopat mocowane do piasty przegubowo (na kardanie) z amortyzacją drgań w obu płaszczyznach. Stopy wsparte na poprzecznych sterowania wychodzących z pierścienia sterującego głowicy. Łożyska przegubów są smarowane olejem z przezroczystych zbiorniczek umieszczonych nad nimi — rozróżnianie to ułatwia kontrolę poziomu i stanu oleju.

Śmigło ogonowe. Pięcioletowe, obrys łopaty prostokątny, umieszczone z prawej strony kadłuba. Konstrukcja łopat metalowa.

KARTOTEKA TLiA



Podwozie. Trójzespolowe, chowane hydraulicznie ku tyłowi do wnęki kadłubowej (przednie) i owiewek z boków kadłuba (główne). Konstrukcja wszystkich zespołów podwozi zbliżona: spawane golenie stalowe z dwukomorowymi amortyzatorami olejowo-powietrznymi wewnątrz, koła bliźniacze o jednakowych wymiarach, zespoły kół połączone z goleniami za pomocą prostowodów. Ciśnienie 0,49 MPa (5 kg/cm²). Hamulce różnicowe hydrauliczne (pedały hamulców na sterownicach nożnych) i hamulec postojowy na podwoziu głównym. Podwozie opracowane przez firmę Messier-Hispano. Dodatkowo z przodu kadłuba i we wnękach podwozia głównego mogą być montowane nadmuchiwane gumowe pływalki, umożliwiające operowanie śmigłowca z powierzchni wody.

Sterowanie. Sterownice zdwojone (drażki, dźwignie i pedały). Układy sterowania klasyczne typu sztywnego. Wychylenia drążków i dźwigni (ogólne i okresowe sterowanie skokiem) są przenoszone przez układ elektrohydrauliczny na trzy siłowniki hydrauliczne przesuwające pierścienie skoku na głowicy. Analogicznie przekazywane jest sterowanie na dźwignik hydrauliczny „pajaka” sterującego skokiem śmigła ogonowego.

Zespół napędowy. Dwa silniki turbinowe Turboméca Turmo IV B każdy o mocy startowej (5 min) 977,4 kW (=1328 KM), maks. mocy trwałej 872,2 kW (=1185 KM), maks. mocy awaryjnej 1030,4 kW (=1400 KM) i maks. mocy awaryjnej pośredniej 977,4 kW. Roboczy zakres obrotów na wyjściu z turbiny (turbina wolna jednostopniowa): 19 000–23 000 obr./min. Każdy silnik tworzy autonomiczny zespół ze wszystkimi niezbędnymi instalacjami i wyposażeniem (system rozruchowy, układ paliwowy z automatyką i system smarowniczy). Oba silniki oddzielone są od siebie przegrodą ogniową z tytanu, górne pokrycia kadłuba przy silnikach są wykonane z tytanu. Każdy silnik jest mocowany do korpusu głównej przekładni i do dwóch okuc na kadłuble. Wszystkie instalacje połączone z zespołem napędowym są zaopatrzone w złącza szybkozłączne. Wyloty spalin z silników skierowane są na boki.

Układ przeniesienia napędu. Główna przekładnia zawieszona na konstrukcji wsporczej typu barbecue (mającej tłumić drgania) przejmując moment z wałów silników, przekazując go na wały obu wirników oraz na zespoły pomocnicze (pompy hydrauliczne, olejowe, wyjścia obrotomierzy, zespół chłodzący instalacji smarowniczej itp.). Pięcioletniowa główna przekładnia planetarna z mechanizmem wolnego koła zapewnia odpowiednią redukcję obrotów na poszczególnych wyjściach. Z pierwszego stopnia przekładni odbierają napęd niezależnie od siebie wyjścia obrotomierzy, alternatory i pompy hydrauliczne. Na drugim stopniu przekładni następuje przeniesienie obrotów z obu silników na jeden wał z przełożeniem na wał transmisyjny śmigła ogonowego. Konstrukcja tego stopnia tworzy mechanizm wolnego koła, umożliwiający autorotację wirnika głównego lub jego napęd od jednego silnika. Wał transmisyjny śmigła ogonowego biegnie przez cały kadłub do przekładni stożkowych kątowych przy śmigle ogonowym. Na wale tym, za przekładnią główną znajduje się hamulec obrotów uruchamiany hydraulicznie, a tuż za nim zespół chłodniczy instalacji smarowniczej, napędzany paskiem klinowym bezpośrednio od wału. Główne parametry układu przeniesienia napędu: obroty na wejściu (równe obrotom turbin silników) — 23 000 obr./min, obroty na wale wirnika głównego — 265 obr./min, obroty wału transmisyjnego śmigła ogonowego — 4888 obr./min, obroty śmigła ogonowego — 1278 obr./min. Osłony zespołu napędowego i przekładni głównej metalowe, osłony wlotów powietrza do silników i górna osłona przekładni — laminatowe.

Instalacja paliwowa: pięć gumowych zbiorników w kadłuble (pod podłogą kabiny ładunkowej) o łącznej pojemności 1550 l. Każdy silnik zasilany jest z dwóch połączonych ze sobą zbiorników. Napełniania zbiorników grawitacyjne. Elektropompa do przetaczania paliwa z jednej grupy zbiorników do drugiej. Możliwość użycia różnych rodzajów paliwa: od paliw specjalnych poprzez naftę oświetleniową do oleju napędowego dieslowskiego. Możliwość zainstalowania zbiorników dodatkowych o łącznej pojemności 1900 l (cztery zbiorniki).

Instalacja hydrauliczna. Ciśnienie robocze 17,2 MPa. Instalacja dwuobwodowa zasilana przez dwie regulowane automatycznie wzajemnie niezależne pompy napędzane od przekładni głównej. Obie pompy mogą działać w przypadku wyłączenia obu silników, co umożliwia ciągłe zasilanie serwo-mechanizmów sterowania. Instalacja hydrauliczna zasilana: układy sterowania, sterowanie podwoziem i hamulcami kół, hamulec wirnika, jest wyposażona w złącze zasilania lotniskowego. Niezależna instalacja pomocnicza zasilana przez pompę ręczną umożliwia sterowanie podwoziem i hamulcami postojowymi kół.

Instalacja elektryczna. Dwa alternatory 20 kVA dające prąd zmienny 115–200 V / 400 Hz napędzane od przekładni głównej. Dwie przetwornice dają prąd stały 28,5 V / 10 kW. Akumulator pokładowy umożliwił samodzielny rozruch silników (również podczas lotu). Przetwornica pomocnicza 400 VA może zasilać główne zespoły i podzespoły do nawigacji.

Wyposażenie. Niezbędny zestaw przyrzą-

dów pilotażowych, nawigacyjnych i kontrolnych, radiostacje w zależności od wersji (UHF, VHF, HF z modulacją częstotliwości, HF/BLU), radiobusola, radiowysokościomierz, możliwość zainstalowania radiolokatora dopplerowskiego oraz kalkulatora nawigacyjnego, pilot automatyczny (koordynacja położenia względem trzech osi, koordynacja zakrętów).

Wyposażenie dodatkowe. Dźwig do de-

montażu i montażu silników, przekładni głównej i łopat wirnika głównego.

Uzbrojenie. Śmigłowiec może przenosić różne zestawy uzbrojenia podwieszanego, składające się z kierowanych i nie kierowanych pocisków raketowych powietrzeziemia, karabiny maszynowe kal. 7,62 mm lub działko kal. 20 mm z boku kadłuba.

ROZWOJ KONSTRUKCJI. Prototyp Puma wystartował do pierwszego lotu 15.IV.1965

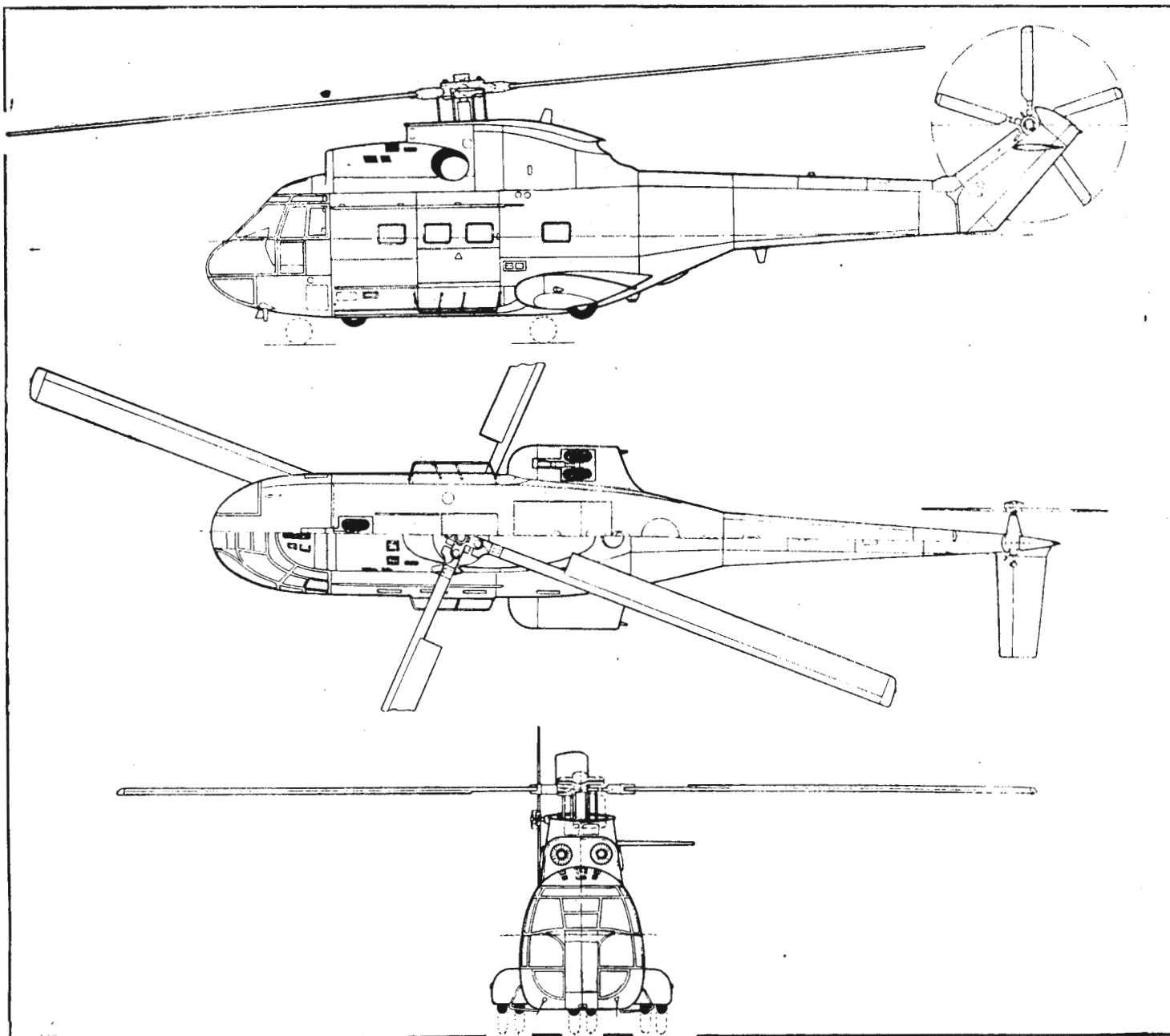
r., pierwszy śmigłowiec seryjny — jesień 1968 r. Rozwój tego śmigłowca jest owocem współpracy koncernu Aérospatiale z brytyjską firmą Westland. Puma jest produkowana głównie dla potrzeb sił zbrojnych Francji i W. Brytanii. W Aérospatiale opracowano całkowicie zmodyfikowaną wersję tego śmigłowca oznaczoną SA-332 Super Puma, z silnikami Turboméca Makila o mocy 1323 kW. Prototyp oblatano 13.IX.1978 r.

DANE TECHNICZNE

Srednica wirnika głównego	15,00 m
Cięciwa łopaty wirnika głównego (metal)	0,53 m
Cięciwa łopaty wirnika głównego (laminat)	0,60 m
Srednica śmigła ogonowego	3,04 m
Odległość śmigła ogonowego od ziemi	2,00 m
Długość całkowita	18,15 m
Długość bez wirnika głównego	14,82 m
Długość do transportu (bez tylnej części kadłuba)	8,42 m
Wysokość całkowita	5,14 m
Wysokość do głowicy wirnika głównego	4,18 m
Wysokość do transportu (bez wirnika i tylnej cz. kadł.)	2,90 m
Szerokość po złożeniu łopat wirnika	3,50 m
Szerokość do transportu	3,00 m
Baza podwozia	4,05 m
Kabina ładunkowa (dł. × szer. × wys.)	4,68, 1,72, 1,47 m
Długość wycięcia w podłodze	1,00 m
Szerokość wycięcia w podłodze	0,70 m
Szerokość drzwi	1,35 m
Wysokość drzwi	1,35 m
Powierzchnia koła zataczanego przez wirnik główny	176,71 m ²
Powierzchnia koła zataczanego przez śmigło ogonowe	7,26 m ²
Masy: startowa	6400 kg

Własna standard			3358 kg
Wyposażenie do transportu 16 pasażerów			54 kg
Wyposażenie do transportu 20 pasażerów			71 kg
Wyposażenie do transportu sanitarnego (bez noszy)			15 kg
Wyposażenie do transportu ładunku podwieszanego			15 kg
Winda ratownicza			44 kg
Zbiorniki dodatkowe (puste, z instalacjami)			74 kg
Masa maks. agregatów i przyrządów dodatkowych (łącznie)			174,4 kg
Udźwig windy ratowniczej			275 kg
Maks. masa na podwieszeniach zewnętrznych			2500 kg
Obciążenie mocy maks.	7,34 kg/kW (=5,55 kg/KM)		
Obciążenie powierzchni tarczy wirnika głównego			36,22 kg/m ²
Zasięg z ładunkiem 2000 kg (H=0)			200 km
Zasięg z ładunkiem 1000 kg (H=0)			600 km
Osiągi dla masy:			
	4500	5500	6400 kg
Prędkość maks. (H=0)	310	300	280 km/h
Prędkość przel. maks. (H=0)	285	280	272 km/h
Prędkość przel. ekonoim. (H=0)	270	260	252 km/h
Pułap praktyczny	>6000	5900	4600 m
Pułap z wpływem ziemi	>6000	4800	2800 m
Pułap bez wpływu ziemi	5700	3750	2000 m
Wznoszenie	13	10	8 m/s

T.M.



OCHRONA PRZECIWOPOŻAROWA

FIRE PROTECTION

DER FEUERSCHUTZ; DER BRANDSCHUTZ

ПРОТИВОПОЖАРНАЯ ЗАЩИТА

- 1 — pożar
- 2 — (za)palność
- 3 — materiał (łatwo)palny
- 4 — ciecze palne
- 5 — pary paliwa
- 6 — mieszanka wybuchowa
- 7 — źródło ognia
- 8 — przegrzanie
- 9 — przepalenie
- 10 — wyładowanie elektrostatyczne
- 11 — niebezpieczeństwo pożaru
- 12 — n. wybuchu
- 13 — pożar miejscowy
- 14 — p. w kabine załogi
- 15 — p. silnika
- 16 — p. w wyniku zderzenia z ziemią
- 17 — ogień
- 18 — płomień
- 19 — (środki) zabezpieczenia przeciwpożarowego
- 20 — ognioodporność
- 21 — ogniotrwały
- 22 — ognioodporny
- 23 — płomienioodporny, niepalny
- 24 — ogniotrwały, nie podtrzymujący palenia
- 25 — hamujący płomień
- 26 — materiał niepalny
- 27 — m. niełatwopalny
- 28 — przegroda ogniowa, ściana o.
- 29 — izolacja cieplna
- 30 — próby pożarowe
- 31 — standardowy płomień
- 32 — wyznaczona strefa ogniowa
- 33 — procedury gaszenia pożaru, czynności walki z ogniem
- 34 — tłumienie pożaru
- 35 — wykrycie pożaru
- 36 — układ sygnalizacji pożaru
- 37 — wykrywacz przegrzania
- 38 — sygnalizator pożaru, czujnik sygnalizacji p.
- 39 — termopara, termoogniwo, termoelement
- 40 — spoina gorąca termoelementu, s. miernicza t.
- 41 — s. zimna t.
- 42 — membrana bimetalowa
- 43 — ultrafioletowy wykrywacz ognia
- 44 — wykrywacz dymu, sygnalizator dymu
- 45 — sprzęt gaśniczy, wyposażenie przeciwpożarowe
- 46 — instalacja przeciwpożarowa
- 47 — butla
- 48 — pironabój, ładunek pirotechniczny
- 49 — spłonka, zapalnik
- 50 — kolektor rozdzielczy
- 51 — dysze rozpryskowe
- 52 — pulpit instalacji przeciwpożarowej
- 53 — sygnalizacja awaryjnego ładowania (na kadłubie)
- 54 — instalacja przeciwwybuchowa, i. gazu obojętnego
- 55 — gaśnica
- 56 — g. przenośna, g. ręczna
- 57 — g. śniegowa
- 58 — g. tetrowa
- 59 — g. proszkowa
- 60 — g. plynowa
- 61 — g. pianowa
- 62 — rozładowanie gaśnicy
- 63 — gaszenie pożaru
- 64 — środek gaszący
- 65 — piana (gaśnicza)
- 66 — środek pianotwórczy, ś. pieniący
- 67 — dwutlenek węgla
- 68 — tetra, czterochlorek węgla
- 69 — freon
- 70 — bromek metylu
- 71 — spowalnicznik ognia, środek hamujący palenie
- 72 — koncentracja środka gaszącego

(K.D.)

- 1 — fire
- 2 — flammability
- 3 — flammable material, inflammable m.
- 4 — flammable fluids
- 5 — fuel vapour
- 6 — explosive mixture
- 7 — fire source
- 8 — overheating
- 9 — burning through
- 10 — static (electrical) discharge
- 11 — fire hazard
- 12 — explosion h.
- 13 — local fire
- 14 — cockpit f.
- 15 — engine f.
- 16 — crash f.
- 17 — fire
- 18 — flame
- 19 — fire precautions
- 20 — resistance to fire
- 21 — fireproof
- 22 — fire resistant
- 23 — flameproof
- 24 — flameresistant
- 25 — flame retardant
- 26 — noncombustible material
- 27 — nonflammable m., noninflammable
- 28 — firewall, fireproof bulkhead
- 29 — thermal insulation (blanket)
- 30 — fire tests
- 31 — standard flame
- 32 — designated fire zone
- 33 — f. fighting procedures
- 34 — f. suppression
- 35 — f. detection
- 36 — f. d. system
- 37 — overheat detector
- 38 — thermal d., fire d.
- 39 — thermo-couple, thermo-element, thermel
- 40 — hot junction of a thermo-element, measuring j. of a t.
- 41 — cold j. of a t., reference j. of a t.
- 42 — bimetalic membrane
- 43 — UV flame detector
- 44 — smoke d.
- 45 — fire fighting equipment
- 46 — f. extinguisher system
- 47 — cylinder, bottle
- 48 — (explosive) cartridge
- 49 — detonator
- 50 — spray pipe
- 51 — discharge nozzles
- 52 — firefighting system control panel
- 53 — crash switch, belly landing s.
- 54 — explosion protection system
- 55 — fire extinguisher, f. bottle
- 56 — portable f. e.
- 57 — carbon dioxide (f.) e.
- 58 — carbon tetrachloride e.
- 59 — dry chemical (f.) e.
- 60 — fluid (f.) e., soda-acid (f.) e.
- 61 — foam (f.) e.
- 62 — discharge of e.
- 63 — fire extinction, f. extinguishing
- 64 — extinguishing fluid, extinguishant
- 65 — (fire) foam
- 66 — foaming agent
- 67 — carbon dioxide
- 68 — carbon tetrachloride
- 69 — freon
- 70 — methylbromide
- 71 — fire retardant
- 72 — extinguishant concentration

(K.D.)

- 1 — das Feuer, der Brand, der Brandfall
- 2 — die Brennbarkeit, die Entzündlichkeit
- 3 — (der) brennbarer Werkstoff
- 4 — (die) brennbare Flüssigkeiten
- 5 — der Kraftstoffdampf
- 6 — das Explosionsgemisch
- 7 — die Feuerquelle
- 8 — die Überhitzung, das Überhitzen
- 9 — das Durchbrennen
- 10 — (die) elektrostatische Entladung
- 11 — die Brandgefahr, die Feuergefahr
- 12 — die Explosionsgefahr
- 13 — (der) örtlicher Brand
- 14 — das Besatzungsraumfeuer
- 15 — das Triebwerkfeuer
- 16 — der Zusammenstoß-Brandfall
- 17 — das Feuer
- 18 — die Flamme
- 19 — die Feuerschutzmassnahmen
- 20 — die Feuerbeständigkeit
- 21 — brandfest, feuerfest (ff), feuersicher, feuerbeständig
- 22 — feuerbeständig
- 23 — unbrennbar, flamsicher
- 24 — schwerbrennbar
- 25 — flammenhemmend
- 26 — flamsicherer Werkstoff
- 27 — schwer entzündbarer W., schwer entflammbarer W.
- 28 — das Brandschott, das Brandspant, die Feuersicherungswand
- 29 — die Wärmeisolierung, der Wärmeschutz, die Wärmedämmung
- 30 — die Feuererprobungen
- 31 — die Standardflamme
- 32 — (die) bestimmte Feuerzone
- 33 — das Brandbekämpfungsverfahren
- 34 — die Feuerlöschung
- 35 — die Feuerwarnung, der Feuernachweis
- 36 — die Brandwarnanlage, das Feuerwarngerät
- 37 — das Überhitzungswarngerät
- 38 — das Feuerwarngerät
- 39 — das Thermoelement, das Thermopaar
- 40 — die Thermolötstelle, leisse Lötstelle, warme L., die Messstelle
- 41 — kälte Lötstelle
- 42 — (die) bimetalische Membrane
- 43 — der ultraviolett-Flammenfühler
- 44 — der Rauchfühler
- 45 — die Feuerlöschhausrüstung
- 46 — die Feuerlöschanlage
- 47 — die Flasche
- 48 — die Pyropatrone
- 49 — die Sprengkapsel, die Zündkapsel
- 50 — der Spritzring, das Spritzrohr
- 51 — die Spritzdüsen
- 52 — der Feuerlöschpult
- 53 — der Bauchlandungsschalter
- 54 — das Explosionsschutzsystem
- 55 — der Feuerlöscher
- 56 — der Hand-Feuerlöscher
- 57 — der Kohlenäureschneelöscher
- 58 — der Tetralöscher
- 59 — der Trockenlöscher
- 60 — der Nasslöscher
- 61 — der Schaumlöscher
- 62 — die Feuerlöscher-Entladung
- 63 — das Brandlöschen
- 64 — das Löschmittel
- 65 — der Schaum
- 66 — das Schaummittel, der Schäumer
- 67 — das Kohlendioxid
- 68 — der Tetrachlorkohlenstoff, das Tetrachlormethan, Tetra

- 1 — пожар
- 2 — воспламеняемость
- 3 — горючий материал
- 4 — горючие жидкости
- 5 — пары топлива
- 6 — взрывоопасная смесь, взрывчатая с.
- 7 — источник огня, очаг пожара
- 8 — перегрев
- 9 — перегорание
- 10 — разряд статического электричества
- 11 — огнеопасность
- 12 — взрывоопасность
- 13 — местный пожар
- 14 — п. в кабине экипажа
- 15 — п. двигателя
- 16 — п. в результате удара о землю
- 17 — огонь
- 18 — пламя, факел
- 19 — противопожарные меры
- 20 — огнеупорность
- 21 — негорючий, огнеупорный
- 22 — огнестойкий
- 23 — взрывобезопасный, невоспламеняющийся, огнестойкий
- 24 — огнестойкий, пламестойкий, поддерживающий горения
- 25 — задерживающий горение
- 26 — негорючий материал
- 27 — невоспламеняющийся м.
- 28 — противопожарная перегородка, огнестойкая стенка
- 29 — термоизоляция
- 30 — пожарные испытания
- 31 — стандартное пламя
- 32 — установленная зона огня
- 33 — действия при борьбе с пожаром, порядок пожаротушения
- 34 — пожаротушение, подавление огня
- 35 — обнаружение пожара
- 36 — система сигнализации пожара, пожарный сигнализатор
- 37 — извещатель перегрева
- 38 — термоизвещатель, датчик пожара
- 39 — термopapa, термобатарея
- 40 — горячий спай, рабочий спай
- 41 — холодный спай
- 42 — термобиметаллическая мембрана
- 43 — ультрафиолетовый пожарный извещатель
- 44 — дымообнаружитель, дымосигнализатор
- 45 — огнетушительная установка, противопожарное оборудование
- 46 — система пожаротушения
- 47 — баллон
- 48 — пиропатрон, пироголовка, пиротехническая головка
- 49 — запал
- 50 — распылительный коллектор
- 51 — распылительные форсунки
- 52 — щиток пожаротушения
- 53 — контактный датчик аварийной посадки (на фюзеляж)
- 54 — взрывозащитная система, с. нейтрального газа
- 55 — огнетушитель, пожарный баллон
- 56 — переносный огнетушитель, ручной о.
- 57 — углекислотный о.,
- 58 — термовый о.
- 59 — порошковый (химический) о.
- 60 — щелочно-кислотный (водной) о.
- 61 — пенный о.
- 62 — разряд огнетушителя
- 63 — тушение пожара, пожаротушение
- 64 — огнегасящее средство
- 65 — пена
- 66 — пенообразователь, пенообразующая присадка
- 67 — углекислота
- 68 — тетрахлористый углерод, тетралорметан
- 69 — фреон.
- 70 — метилбромид, бромистый метил
- 71 — огнезадерживающий агент
- 72 — концентрация огнегасящего средства

(K.D.)

(K.D.)

Wysoki awans kolegi

W dniu jubileuszowej, 35-letniej rocznicy powstania Ludowego Wojska Polskiego członek Zarządu Sekcji Lotniczej Zarządu Głównego SIMP kol. doc. dr inż. Mieczysław Sikorski otrzymał nominację na generała brygady. Z tej okazji Zarząd Sekcji przesłał Mu serdeczne gratulacje i życzenia owocnej pracy dla lotnictwa.

Odnaczenie zbiorowe SIMP dla ZPLiS

Zarząd Sekcji Lotniczej ZG SIMP zwrócił się do Zarządu Głównego SIMP z wnioskiem o przyznanie dla Zjednoczenia Przemysłu Lotniczego i Silnikowego PZL odznaczenia zbiorowego *Za zasługi dla rozwoju SIMP*. Zwracając się o to odznaczenie sięgnięto do lat 1956-1957, gdy zakłady przemysłu lotniczego były podporządkowane Centralnemu Zarządowi Przemysłu Sprzętu Komunikacyjnego.

Członkowie SIMP działają we władzach Zjednoczenia i podległych przedsiębiorstw, a w skład zarządów kół zakładowych SIMP wchodzi dyrektorzy Zjednoczenia i zakładów PZL.

Zarząd Główny SIMP na posiedzeniu plenarnym w dniu 25 września 1978 r. przyznał lotniczemu Zjednoczeniu odznaczenie *Za zasługi dla rozwoju SIMP*.

Odbyte narady (informacje ZODOK-u)

Zespół Ośrodków Doskonalenia Kadr „ZODOK” poinformował o odbytych w kraju imprezach. Niżej wymieniamy narady, których materiały mogą być przydatne dla przemysłu lotniczego.

— Wytrzymałość elementów maszyn z tworzyw sztucznych (28.IX.78 r. Śląski Ośrodek Doskonalenia Kadr SIMP, ul. Górnych Wałów 25, 44-101 Gliwice). M.in. wygłoszono referaty: dr inż. K. Walczak: *Zagadnienia doboru naprężeń dopuszczalnych i współczynnika bezpieczeństwa w odniesieniu do tworzyw sztucznych*; dr inż. K. Walczak, mgr inż. E. Świrzy: *Analiza stanu naprężenia i odkształcenia płyt i rur z tworzyw sztucznych wzmocnionych włóknem szklanym*.

— Bazowe systemy maszynowego programowania OSN (obrabiarek sterowanych numerycznie) (18.I.79 r. Ośrodek Doskonalenia Kadr, ul. Mickiewicza 9, 01-517 Warszawa) M.in. zgłoszono referaty (prace zbiorowe): *Wybór systemów maszynowego programowania obrabiarek SN do produkcji programów dla potrzeb przemysłu maszynowego: Konwersacyjny system programowania KSP — OSN; System automatycznego programowania obrabiarek SN MO-DULAR EXAPT; Zautomatyzowany system projektowo-produkcyjny NARVIK; System APO*.

Plan narad na 1979 (informacje ZODOK-u)

Narady lotnicze

— 17.V.79, Rzeszów: Stan obecny i perspektywy rozwoju konstrukcyjnych materiałów lotniczych (Z/O Rzeszów, KZ SIMP przy WSK PZL-Rzeszów, Politechnika Śląska);

— 25.X.79, Rzeszów: Technologia wytwarzania elementów konstrukcji lotniczych z kompozytów (Z/O Rzeszów, KZ SIMP przy WSK PZL-Rzeszów, Politechnika Rzeszowska);

— wrzesień 1979 Zduńska Wola: Systemy eksploatacji samolotów (Z/O Sieradz, Sekcja Eksploatacji Maszyn i Urządzeń Techn.);

— III kw. 1979, Warszawa: Kierunki rozwoju technologii wytwarzania sprzętu lotniczego (Sekcja Lotnicza);

— IV kw. 1979, Warszawa: Problemy jakości i zdolności sprzętu lotniczego (Sekcja Lotnicza).

Narady z dziedzin pomocniczych

— II kw. 1979, Katowice: Zagadnienia warunkujące rozwój badań nieniszczących (Ośrodek Doskonalenia Kadr Gliwice, tel. 31-39-41);

— III kw. 1979, Lublin: Nowe tendencje w technologii obróbki plastycznej (ODK Lublin, tel. 283-89);

— II kw. 1979, Poznań: Bank danych w skomputeryzowanych systemach zarządzania (ODK Bydgoszcz, tel. 22-92-58);

— IV kw. 1979, Poznań: Efektywność stosowania komputeryzacji w projektowaniu (ODK Bydgoszcz);

— II kw. 1979, Poznań: Działalność służb jakości w świetle przepisów i praktyki (ODK Bydgoszcz);

— październik 1979, Słupsk: Obrabiarki sterowane numerycznie (ODK Gdańsk, tel. 31-13-23);

— II kw. 1979; Toruń: Praktyczne zastosowanie obrabiarek sterowanych numerycznie (ODK Bydgoszcz);

— listopad 1979, Wrocław: Postęp w konstrukcjach napędów hydraulicznych (ODK Wrocław, tel. 44-81-26);

— IV kw. 1979, Rzeszów: Zagadnienia trwałości i niezawodności (ODK Rzeszów, tel. 328-91, wewn. 28).

Konferencje lotnicze

— Listopad 1979, Rzeszów: Tendencje rozwojowe konstrukcji i technologii samolotów rolniczych i transportowych (Z/O Rzeszów, KZ SIMP przy WSK PZL Mielec);

— III kwartał 1979, Warszawa: Szkolenie kadr lotniczych (Sekcja Lotnicza ZG SIMP, Politechnika Rzeszowska i Warszawska).

Konferencje z innych dziedzin

— III kw. 1979, Bydgoszcz: Stosowane sterowanie procesami produkcyjnymi przy użyciu komputerów (ODK Bydgoszcz);

— IV kw. 1979, Częstochowa: Problemy konstrukcyjno-technologiczne stosowania tworzyw w przemyśle (ODK Gliwice);

— IV kw. 1979, Rydzyna lub Elbląg: IX konferencja badań nieniszczących (ODK Warszawa, tel. 39-01-51).

Konferencja wojskowa

Zarząd Oddziału Sekcji Lotniczej SIMP w Bydgoszczy zorganizował w Gdańsku — Sobieszewie konferencję poświęconą problemom eksploatacji sprzętu lotniczego. W konferencji tej wziął udział przedstawiciel Zarządu Sekcji Lotniczej ZG SIMP kol. mgr inż. Stanisław Orczykowski.

Koła zakładowe SIMP i SEP inspirują wynalazczość

W Wytwórnii Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Warszawa II Zakładowe Koła SIMP i SEP działają wspólnie z Klubem Techniki i Racjonalizacji, pobudzając wynalazczość pracowniczą. Dzięki współpracy społecznych ogniw inicjowane są zespołowe formy pracy twórczej (brygady racjonalizatorskie, zespoły wdrożeniowe), organizowane tematyczne i ilościowe konkursy, oceniana nowoczesność konstrukcji, udzielana pomoc twórcom, przyznawane odznaki racjonalizatorskie i odznaki stowarzyszeniowe SIMP i SEP.

Realizacja planu rozwoju wynalazczości w przedsiębiorstwie odbywa się w ramach partnerstwa Kół Notowskich i współdziałania ich przewodniczących kol. J. Folca i kol. L. Szwabowskiego.

Badania odporności na termozmęczenie aluminiowanych i niealuminiowanych łopatek turbin silników odrzutowych wykonanych ze stopu nimonic 80A

Dr inż. ZYGMUNT RACZYŃSKI

Politechnika Rzeszowska

Mgr inż. ROMAN SZURLEJ

Mgr inż. LEONARD WAŚKO

WSK PZL Rzeszów

W pracy omówiono wyniki badań własnych dotyczące odporności na termozmęczenie aluminiowanych i niealuminiowanych łopatek turbin silników odrzutowych wykonanych ze stopu nimonic 80A.

Łopatki turbin silników odrzutowych pracują w zmiennym polu temperaturowym. Cykliczne zmiany temperatury wywołują naprężenia w strukturze łopatek, które mogą powodować ich pęknięcia. Ocena wpływu różnych czynników na odporność łopatek na termozmęczenie można przeprowadzić w przypadku, gdy będzie sformułowany warunek ujmujący możliwie największą ilość czynników, od których zależy odporność metali i stopów na pęknięcia spowodowane gradientem temperatury.

Gradient temperatury w łopatkach w czasie ich nagrzania i studzenia powoduje powstanie naprężeń σ , których wartość można wyliczyć z poniższego wzoru:

$$\sigma = \beta \cdot E \cdot (\bar{t} - t) \quad [\text{daN/mm}^2] \quad (1)$$

gdzie: β — współczynnik rozszerzalności liniowej, E — moduł sprężystości, \bar{t} — średnia temperatura łopatki lub jej części.

$$t = t_p + (t_o - t_p) \Phi \quad [^\circ\text{C}] \quad (2)$$

gdzie: t_p — temperatura ośrodka, w którym nagrzewa się łopatka, t_o — temperatura początkowa łopatki, Φ — wartość funkcji zależnej od kryteriów Biota i Fouriera oraz od grubości łopatki, określona dla średniej temperatury ścianki na jej przekroju poprzecznym, t — temperatura rozpatrywanej części łopatki.

$$t = t_p + (t_o - t_p) \Phi_1 \quad [^\circ\text{C}] \quad (3)$$

gdzie: Φ_1 — wartość funkcji zależna od wartości kryteriów Biota i Fouriera oraz punktu przekroju łopatki, w którym określa się naprężenia.

W przypadku poddawania łopatek termozmęczeniu najniebezpieczniejsze są naprężenia rozciągające. Dlatego przy rozpatrywaniu odporności na termozmęczenie łopatek turbin silników odrzutowych należy brać pod uwagę te naprężenia rozciągające, które wy-

kazują bezwzględne wartości maksymalne. Zatem warunek odporności na termozmęczenie łopatek w przybliżeniu można zapisać w następującej postaci:

$$R_{m,t} > \beta \cdot E_t (\bar{t} - t) \quad (4)$$

gdzie: $R_{m,t}$ — doraźna wytrzymałość na rozciąganie rozpatrywanej części łopatki w temperaturze t , E_t — moduł sprężystości materiału z którego została wykonana łopatka w temperaturze t .

Równanie (4) jest słuszne w przypadku, gdy materiał z którego wykonana jest łopatka poddany naprężeniom zachowuje się zgodnie z prawem Hooke'a. Ze wzoru (4) wynika, że czynniki wpływające na odporność materiału, z którego wykonane zostały łopatki można podzielić na dwie zasadnicze grupy. Do pierwszej grupy należy zaliczyć czynniki natury cieplnej (β , \bar{t} , t), do drugiej natomiast natury mechanicznej ($R_{m,t}$, E_t). Zarówno pierwsze jak i drugie zależą od składu chemicznego i budowy wewnętrznej materiału.

Cel badań

Zarodporność łopatek turbin wykonanych ze stopów żarowytrzymałych na osnowie niklu podwyższa się z reguły przez ich aluminiowanie. W wyniku tego procesu następuje zmiana składu chemicznego i struktury warstwy wierzchniej łopatek. W związku z tym odporność na termozmęczenie łopatek aluminiowanych może być inna w porównaniu z odpornością na termozmęczenie łopatek niealuminiowanych.

W literaturze brak jest danych doświadczalnych dotyczących wpływu aluminiowania na termozmęczenie. Celem niniejszej pracy było określenie wpływu aluminiowania na termozmęczenie stopu nimonic 80A.

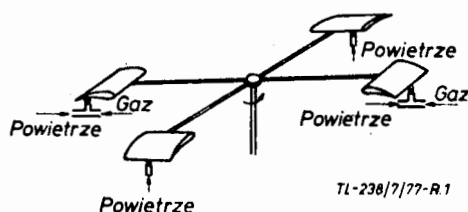
Badania własne

Badania na termozmęczenie prowadzono na łopatkach aluminiowanych i niealuminiowanych wykonanych ze stopu nimonic 80A. Schemat urządzenia za pomocą którego wykonano badania przedstawiono na rys. 1. Badania wpływu cyklicznych zmian temperatury przeprowadzano zawsze na czterech łopatkach (dwie aluminiowane i dwie niealuminiowane). Czas jednego cyklu składającego się z nagrzania łopatki do określonej temperatury i studzenia wyniósł 163 s. Stosowano dwa rodzaje chłodzenia: w strumieniu powietrza wypływającego z dyszy pod ciśnieniem 2 at. (rys. 1) lub w strumieniu powietrza i w wodzie.

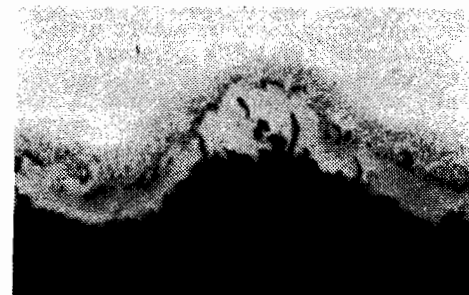
Głowicę mocującą próbki napędzono silnikiem elektrycznym. W układzie napędowym zastosowano krzyż maltański, co pozwoliło na nagrzanie łopatek do danej temperatury w określonym czasie.

Jako kryterium odporności na termozmęczenie przyjęto ilość cykli po których następowało pęknięcie materiału próbek w strefie najbardziej obciążonej cieplnie w procesie nagrzewania i studzenia. Badane łopatki podzielono na dwa komplety po cztery łopatki i przeprowadzono na nich oddzielne próby na termozmęczenie w dwóch wariantach różniących się między sobą temperaturą i warunkami studzenia. W celu podwyższenia temperatury i zwiększenia naprężeń w badanej strefie łopatki, w drugim wariantcie w pobliżu krawędzi spływu wykonano na łopatkach aluminiowanych i niealuminiowanych otwory o średnicy 17 μm .

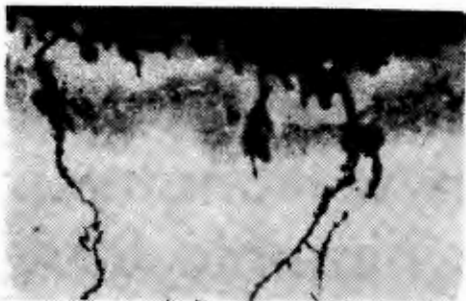
Pierwszy wariant badań wykonano na łopatkach bez otworów. Dwie łopatki aluminiowane i dwie łopatki niealuminiowane mocowano na przemian w głowicy obrotowej, nagrzewano według opisanego wyżej schematu do temperatury 850 $^\circ\text{C}$, a następnie studzono w strumieniu powietrza do temperatury 100 $^\circ\text{C}$. Zakres zmian temperatury w przybliżeniu odpowiadał zmianom pola temperaturowego, w którym pracują łopatki wykonane ze stopu nimonic 80A w silniku odrzutowym. Po 1660 cyklach zmian temperatury próbę przerwano. Na żadnej badanej łopatce aluminiowanej i niealuminiowanej w tym wariantcie badań nie stwierdzono występowania śladów deformacji i pęknięć. Przeprowadzone obserwacje mikroskopowe wykazały istnienie wyraźnych śladów utlenienia w warstwie wierzchniej łopatek niealuminiowanych. Natomiast na łopatkach aluminiowanych ślady utlenienia występowały wyłącznie tylko w tych miejscach, w których sfera aluminiowania była uszko-



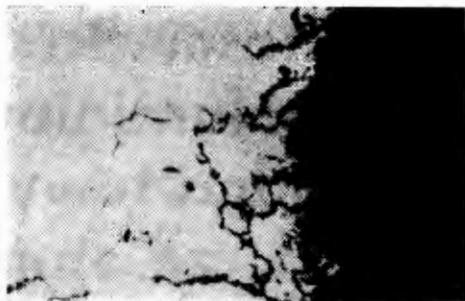
Rys. 1. Schemat urządzenia do badań termozmęczenia łopatek turbin silników odrzutowych



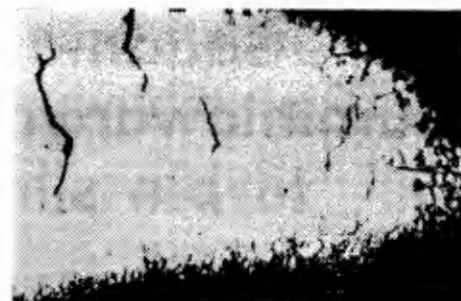
Rys. 2. Odkształcona po próbie na termozmęczenie warstwa powierzchniowa łopatki aluminiowanej po 225 cyklach zmian temperatury (pow. 400X)



Rys. 3 Struktura odkształconej strefy łopatkki aluminiowanej po 225 cyklach zmian temperatury. Mikropełnięcia przebiegające przez warstwę aluminiowaną w głąb materiału podstawowego (pow. 400X)



Rys. 4. Struktura odkształconej strefy łopatkki niealuminiowanej po 500 cyklach zmian temperatury. Mikropełnięcia przebiegające od powierzchni utlenionej w głąb materiału podstawowego (pow. 400X)



Rys. 5. Przekrój prostopadły do krawędzi splywu łopatkki niealuminiowanej po 500 cyklach zmian temperatury. Utlenienia oraz mikropełnięcia (pow. 100X)

dzona. Przy czym ślady utlenień w materiale podstawowym w tych miejscach są znacznie mniejsze.

W drugim wariantcie badaniom poddano łopatkki z wywierconymi otworami w pobliżu krawędzi splywu. Dzięki wywierceniu dużego otworu w pobliżu cienkiej krawędzi splywu, przy nagrzewaniu temperatura strefy najbardziej obciążonej cieplnie wzrosła do 950°C. Łopatkki te studzono na przemian w strumieniu powietrza i w wodzie (do temperatury pokojowej). Zwiększenie gradientu cieplnego w tych łopatkach spowodowało występowanie znacznie wyższych naprężeń ściskających i rozciągających w strefie nagrzanej i chłodzonej w porównaniu ze strefą łopatek badanych w pierwszym wariantcie. W wyniku działania naprężeń w tej strefie zachodziła deformacja plastyczna powodująca odkształcenia trwałe. Wielkość odkształceń wzrastała ze wzrostem ilości cykli zmian temperatury, doprowadzając w końcu do powstania

pełnięć. Pełnięcia na łopatkach aluminiowanych wystąpiły po 225 cyklach, a na łopatkach niealuminiowanych po 500 cyklach zmian temperatury. Ze stref najbardziej obciążonych cieplnie wykonano zgłady metalograficzne. Na rys. 2 i 3 pokazano strukturę warstwy przypowierzchniowej łopatkki aluminiowanej, a na rys. 4 i 5 łopatkki niealuminiowanej.

Analiza wyników badań

Stosowanie procesu aluminiowania łopatek wykonanych ze stopu nimonic 80A nie powoduje zmniejszenia ewentualnie podwyższenia ich odporności na termozmęczenie w warunkach zmian temperatury w zakresie 100÷÷850÷÷100°C. Stosowanie bardzo ostrego reżimu badań termozmęczenia (zmiany temperatury w zakresie 20÷950÷20°C) powoduje deformację łopatek oraz tworzenie się pełnięć, przy czym pełnięcia na łopatkach aluminiowanych występują w

czasie dwukrotnie krótszym niż na niealuminiowanych. Zjawisko to związane jest ze zmianą struktury i składu chemicznego warstwy wierzchniej łopatek spowodowanych wprowadzeniem do niej glinu w procesie aluminiowania. W oparciu o przeprowadzone badania można stwierdzić, że stosowanie aluminiowania łopatek wykonanych ze stopu nimonic 80A nie powoduje obniżania ich odporności na termozmęczenie w warunkach panujących podczas eksploatacji silników odrzutowych. Natomiast odporność ta ulega bardzo szybkiemu obniżeniu w przypadku stosowania bardzo gwałtownych zmian temperatury. Co prawda w silniku odrzutowym nie ma tak szybkich zmian temperatur i nie występuje tak znaczny gradient temperatury. Niemniej przy stosowaniu stopu nimonic 80A do wytwarzania części innych urządzeń pracujących w warunkach gwałtownych zmian temperatury należy dokładnie analizować celowość stosowania aluminiowania.

Odporność na ścieranie stopów tytanu

W pracy podano wyniki badań dotyczące odporności na ścieranie stopów tytanu oraz metod technologicznych polepszających własności przeciwierne tych stopów. Omówiono szczególnie wpływ sposobów obróbki cieplno-chemicznej, galwanicznej i nagniatania na odporność na ścieranie.

Stopy tytanu charakteryzują się wieloma cennymi własnościami, z których do najważniejszych należy wysoka wytrzymałość jednostkowa, dobre własności zmęczeniowe, dużą odporność na korozję i małą gęstość. Wadą stopów tytanu, ograniczającą stosowanie ich w wielu elementach konstrukcyjnych, jest wysoki współczynnik tarcia i niskie własności przeciwierne.

Stwierdzono, że współczynnik tarcia tytanu po tytanie może osiągać wartość 0,5, a nawet 0,7 [1]. Wzrost produkcji i rozszerzony zakres stosowania stopów tytanu stwarza konieczność opracowania takich metod obróbki umacniającej i wykańczającej, które polepszyłyby własności przeciwierne tych stopów. Na podstawie badań stwierdzono, że własności przeciwierne powierzchni elementów ze stopów tytanu można znacznie poprawić metodami obróbki cieplno-chemicznej, galwanicznej, nagniataniem lub łącznym stosowaniem kilku z powyższych sposobów.

Analiza zużycia w procesie tarcia stopów tytanu

Jak wiadomo, powierzchnia rzeczywistego styku elementów współpracujących zawsze jest znacznie mniejsza od powierzchni nominalnej. W związku z tym, nawet przy niewielkich obciążeniach w miejscach styków, naprężenia mogą znacznie przekraczać granicę plastyczności. Dotychczas

brak jest opracowań naukowych o procesach powstania i rozwoju odkształceń plastycznych w warstwie wierzchniej (WW) stopów tytanu podczas tarcia. Własności przeciwierne tytanu i jego stopów są wyjątkowo niskie ze względu na wysoki współczynnik tarcia, zle utrzymywanie smaru na powierzchni, znaczne siły adhezji występujące między powierzchnią stopu tytanu a powierzchnią współpracującą oraz możliwość zachodzenia różnorodnych reakcji chemicznych WW tytanu z olejem, powietrzem lub materiałem współpracującym.

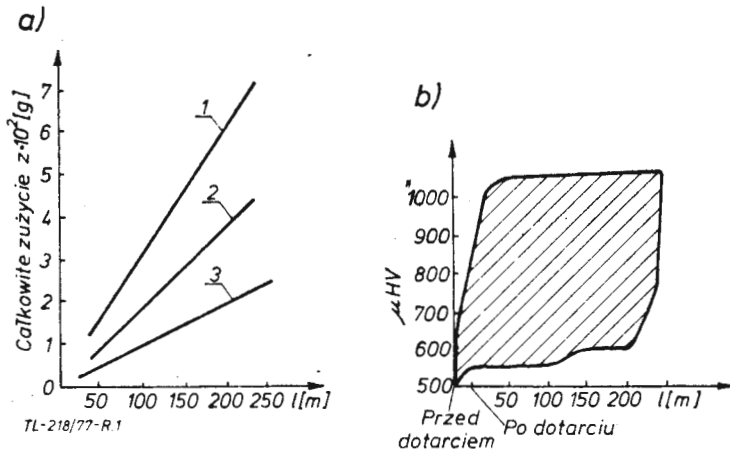
W badaniach tarcia stopu Ti-4AL [2] w ośrodku wody morskiej przy nacisku 1 MPa i prędkości względnej 0,2 m/s od samego początku tarcia obserwowano szepianie, nalepianie i wyrywanie mikroskopijnych cząstek próbki i przeciwpróbki. W wyniku tego początkowa chropowatość uległa pogorszeniu z $R_a = 0,64 \pm 0,16 \mu\text{m}$ do $20 \pm 5 \mu\text{m}$, zależnie od obciążenia, zaś współczynnik tarcia wynosił $0,35 \pm 0,48$. Proces zużycia ma ustabilizowany charakter (nie zauważa się różnicy przebiegu zużycia w okresie docierania i późniejszym), zaś jego wielkość jest 1÷2 rzędy większa niż w innych metalach (rys. 1a). Utwardzenie WW stabilizuje się już na początku procesu tarcia, po ok. 50÷100 m drogi tarcia, podczas gdy w stalach stabilizacja ta następuje po ok. 500÷700 m. Rozrzuty mikrotwardości oddzielnych punktów mogą dochodzić do 1,5÷2,0 razy, osiągając nawet 1300 μHV , co świadczy o reakcjach WW w procesie tarcia z powietrzem i tworzeniem tlenków i azotków (rys. 1b). Zastąpienie wody morskiej olejem wrzecionowym nieznacznie zmniejsza współczynnik tarcia, lecz zużycie stopów tytanu zwiększa się 2÷3 razy. Spowodowane to jest blokowaniem przez olej możliwości tworzenia na powierzchni

Doc. dr inż. JERZY ŁUNARSKI
Politechnika Rzeszowska
Zakład Technologii Maszyn

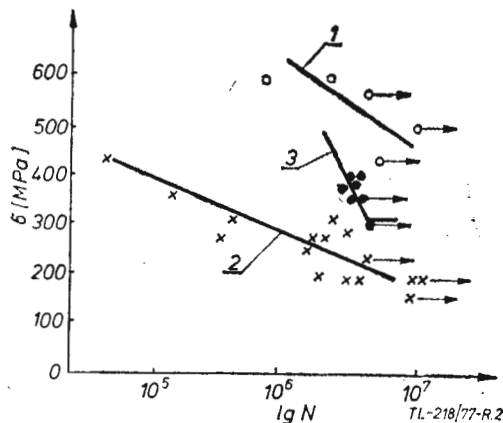
warstewek tlenkowych znacznie zmniejszających intensywność szepiania, a tym samym i zużycia (tabl. 1).

Wytwarzanie powłok dyfuzyjnych

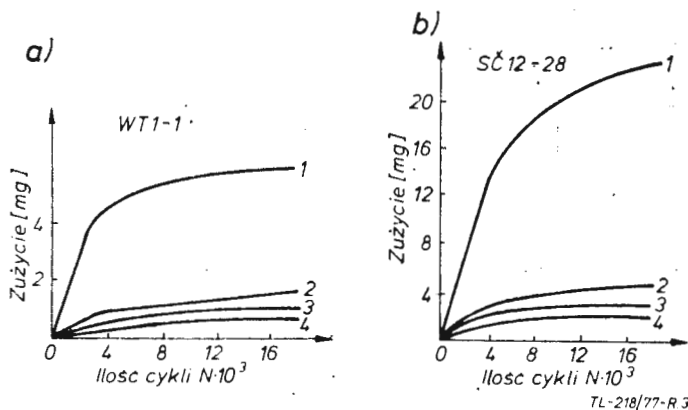
W celu zwiększenia twardości i odporności na ścieranie warstwy powierzchniowej mogą być stosowane metody dyfuzyjnego nasycania jej azotem, tlenem, węglem lub borem [3]. Najlepsze wyniki uzyskuje się przy azotowaniu w azocie oczyszczonym z tlenu i wilgoci. Proces prowadzi się w temperaturze 930÷950°C przez 8÷20 h, co pozwala na uzyskanie warstw o grubości 0,06÷0,1 mm. Przy wyższych temperaturach następuje rozrost ziaren i pogorszenie własności mechanicznych. W trakcie azotowania tworzy się warstwa roztworu stałego azotu w tytanie α o sieci heksagonalnej, natomiast na powierzchni powstaje cienka warstewka azotku tytanu TiN o grubości 4÷20 μm , którą należy usunąć przez szlifowanie lub polerowanie. Warstwa ta jest bardzo krucha, twarda i ma skłonność do odłupywania się. Azotowanie znacznie zwiększa odporność na



Rys. 1. a) wpływ drogi tarcia pary próbek ze stopu Ti-4Al na wielkość zużycia: 1 — nacisk 5 MPa, 2 — 2 MPa, 3 — 1 MPa; b) mezo-twardość powierzchni [2]



Rys. 2. Wytrzymałość zmęczeniowa próbek ze stopu WT3-1; 1 — w stanie początkowym, 2 — po azotowaniu na głębokość 0,15 mm, 3 — po azotowaniu i nagniataniu rolką [6]



Rys. 3. a) wpływ sposobu obróbki i liczby cykli tarcia na zużycie próbek z WT1-1: 1 — szlifowanie, 2 — toczenie, 3 — kulkowanie naporowe zwykłe, 4 — kulkowanie oscylacyjne; b) przeciwności z SC12-28 [15]

ścieranie. Badania [3] wykazały, że odporność ta jest kilkakrotnie większa niż nawęglanej stali 20 (HRC 62-64), zaś [4] odporność na ścieranie rolek azotowanych ze stopu Ti jest większa w parze z azotowanymi rolkami ze stali 38HMJA.

Azotowanie przeważnie obniża wytrzymałość zmęczeniową, chociaż przeprowadzanie go w cyjankach [5] NaCN i KCN wraz z 50% karbonatów w temperaturze 700÷900°C, przez 1÷10 h pozwala poprawić wytrzymałość zmęczeniową. Podobnie można poprawić ją przez zastosowanie nagniatania po azotowaniu (rys. 2) [6].

Nasycanie tlenem — natlenianie zaleca się przeprowadzić w powietrzu w temperaturze 725÷825°C i w czasie 5÷1 h. Umożliwia ono uzyskanie twardej warstewki tytanu α z rozpuszczonym tlenem o grubości 0,02÷0,5 mm, pokrytej z zewnątrz warstewką TiO_2 o grubości 1÷2 μm . Natlenianie dyfuzyjne można również wykonywać w roztopionym boraksie lub próżni (0,13÷1,33 Pa). Zaletą procesu jest łatwość wytwarzania, niska temperatura i krótki czas wygrzewania, dzięki czemu własności stopu nie ulegają zmianie [3]. Natomiast wadą procesu jest mała grubość warstwy dyfuzyjnej. Odporność na ścieranie warstwy natlenionej może być 12÷37 razy większa niż bez tej warstwy.

Ze względu na małą rozpuszczalność węgla w tytanie α i β umocnienie powierzchniowe jest możliwe jedynie przez wytworzenie warstwy węgla tytanu TiC, której mikro-twardość, zależnie od warunków procesu może wynosić 1100÷3200 μHV . Proces prowadzi się w odpowiednich ośrodkach (argon + tlenek węgla, węgiel drzewny, argon + propan i in.) w temperaturze 850÷950°C, w czasie 5÷8 h. Odporność na ścieranie takich warstw jest bardzo duża [3].

Rozpuszczalność boru w tytanie α i β jest niewielka i utwardzenie w czasie borowania następuje wskutek tworzenia na powierzchni warstewki boroków tytanu TiB , TiB_2 , Ti_2B_5 . Możliwe jest również elektrolityczne wytwarzanie takich warstewek w temperaturze procesu 1000÷1150°C i czasie 3÷4 h mają one grubość 0,025÷0,03 mm, zaś ich mikro-twardość wynosi ponad 2500 μHV .

Odporność na ścieranie warstw borokowych jest 23÷31 razy większa od odporności powierzchni bez tej warstwy [3]. Korzystny wpływ na odporność na ścieranie stopu WT3-1 wywiera również selenocyjanowanie i siarkocyjanowanie w wannach solnych (560°, 1 h) [7].

Wytwarzanie powłok galwanicznych

Powłoki galwaniczne na stopach tytanu polepszają przyczepność lutów oraz odporność na ścieranie. W celu polepszenia odporności na ścieranie mogą być stosowane pokrycia chromowe [8, 9], których przyczepność poprawia się przez nakładanie podwarstwy niklu o grubości 1÷5 μm , żelaza lub cynku. Polepszenie przyczepności pokryć chromowych może być również uzyskane przez wytwarzanie pokryć dwuwarstwowych [9] z obróbką cieplną, wykonywaną po nałożeniu pierwszej warstwy (870÷1030°C, 1 min). W celu zwiększenia odporności na ścieranie stosować można również twarde pokrycia niklowe [10], a w celu polepszenia przyczepności należy, po nałożeniu pokrycia, wyżarzyć je dyfuzyjnie w 800÷1400°C przez 48 h, w wyniku czego powstaje warstwa przejściowa o grubości 30 μm .

W trakcie nakładania powłok galwanicznych tytan pochłania wodór, wskutek czego grube pokrycia mają skłonność do odwarstwienia. Z tych względów, po nikielowaniu, należy przeprowadzić degazację w 200÷250°C przez 2÷4 h w próżni, zaś po nałożeniu grubszych pokryć — wyżarzenie w 600÷800°C w próżni przez 0,5÷4 h. Chcąc uzyskać zwiększenie odporności na korozję i częściowe ścieranie, należy wykonać anodowanie stopów tytanu polegające na wytworzeniu warstw tlenkowych [11, 12].

Nawodorowanie warstwy wierzchniej, zachodzące w procesach obróbki galwanicznej, prowadzi do znacznego pogorszenia wytrzymałości zmęczeniowej stopów tytanu; świadczą o tym badania przeprowadzone na stopach OT4 i OT4-1 [13].

Nagniatanie warstwy wierzchniej w stopach tytanu

Niekorzystne zjawiska występujące przy tarcia można w pewnym stopniu zmniejszyć, stosując jako obróbkę wykańczającą nagniatanie. Stwierdzono, że kulkowanie naporowe stopu WT3-1 powoduje zmniejszenie jego zużycia o 25÷30% (w parze z rolką ze stali będącej odpowiednikiem SW18 o 60 HRC) [14]. Obszerniejsze badania wpływu nagniatania stopów Ti na ich odporność na ścieranie przeprowadził Gorochov [15]. Badania odporności na ścieranie przeprowadzono na próbkach walcowych ze stopu WT1-1 w parze z przeciwnymi z żeliwa szeregu SC12-28 (wg GOST) przy docisku 143 kPa, prędkości 28,2 m/min w oleju

TABLICA 1. Wpływ ośrodka na zużycie i współczynnik tarcia stopu Ti-4Al [2]

Rodzaj smarowania	Droga tarcia L [km]	Naciski q [MPa]	Zużycie względne $J \cdot 10^{10}$ [cm ² /kg]	Współczynnik tarcia
Woda morska	0,25 ÷ 1,0	0,2; 1,0; 2,0; 5,0	42 ÷ 78	0,35 ÷ 0,48
Olej wrzeczionowy	1,0	1,0; 2,0	148 ÷ 250	0,31 ÷ 0,35

$J = \Delta h/L \cdot q$, gdzie: Δh — liniowe zużycie próbki, L — droga tarcia, q — nacisk

maszynowym. Chropowatość powierzchni próbek wynosiła $R_z = 1,7 \div 3,1 \mu\text{m}$. Wyniki badań przedstawiono na rys. 3.

Jeśli zużycie próbek szlifowanych przyjąć za 100%, to zużycie próbek toczonych wynosiło 23%, kulkowanych naporowo tocznie 13% i kulkowanych oscylacyjnie 10% (rys. 3a). Analogicznie przedstawiało się zużycie przeciwpróbek (rys. 3b). Wynika z powyższego, że obrobione przez nagniatanie próbki ze stopu WT1-1 mają mniejszą ścierność (zdolność zużywania przeciwpróbki) niż szlifowane.

Przeprowadzenie wyżarzenia stopu WT1-1 w próżni (0,133 Pa, 730 ÷ 800°C, 1 ÷ 2 h, chłodzenie wraz z piecem) powoduje nasycenie WW tlenem na głębokość do 0,02 mm prowadzące do wzrostu mezotwardości WW. Nadmierne nasycenie tlenem podczas nagrzewania w powietrzu może spowodować pogorszenie własności WW wskutek tworzenia tlenków Ti_2O oraz Ti_3O o obniżonej twardości.

Zużycie próbek z WT1-1, po różnych sposobach obróbki, z WW nasyconą tlenem i bez tej warstwy w parze ze stałą 45 (42 HRC) przy nacisku 150 kPa przedstawiono w tabelicy 2. Wynika z niej, że zużycie próbek kulkowanych oscylacyjnie bez natlenionej WW jest o 52,6% mniejsze niż próbek toczonych, zaś w przypadku próbek z WW nasyconą tlenem o 30% mniejsze. Należy podkreślić, że zużycie natlenionych i kulkowanych oscylacyjnie próbek jest blisko 180 razy mniejsze niż toczonych bez warstwy natlenionej.

Kompleksowe metody zwiększania odporności na ścieranie

Odporność na ścieranie może być poprawiona przez wykonanie kilku zabiegów technologicznych. Takim przykładem są przytoczone uprzednio wyniki natleniania i nagniatania WW w stopie WT1-1. Drugim przykładem kompleksowego umocnienia jest sposób [16], przewidujący galwaniczne nałożenie na powierzchnię stopu tytanu warstwy Ni, Fe lub Cu o grubości 5 ÷ 15 μm , a następnie azotowanie w atmosferze azotu w 850°C przez 50 ÷ 100 h. W efekcie uzyskuje się warstwę azotowaną o grubości ponad 150 μm i twardości 500 HV, charakteryzującą się dużą odpornością na ścieranie. Grubość warstwy azotowanej bez powłoki pośredniej dochodzi zaledwie do 20 μm .

Wnioski

● Technologiczne metody zwiększania odporności na ścieranie stopów tytanu umożliwiają znaczne podwyższenie ich odporności, czyniąc ją porównywalną z wieloma stalami stosowanymi w parach tarcia.

TABLICA 2. Zużycie próbek ze stopu WT1-1 po różnych sposobach obróbki [15]

Sposób obróbki	Zużycie próbek [mg]	
	nie wyżarzone	po wyżarzeniu (z warstwą natlenioną)
Toczenie	62,1	0,5
Kulkowanie naporowe zwykłe	40,5	0,4
Kulkowanie naporowe oscylacyjne	29,5	0,35

● Szczególnie duży efekt polepszenia odporności na ścieranie dają metody obróbki cieplno-chemicznej, a zwłaszcza azotowanie, natlenianie i borowanie. Korzystny wpływ tych metod można zwiększyć, stosując do obróbki wykańczającej nagniatanie.

● Ze względu na złożoność procesów obróbki cieplno-chemicznej nie znalazły one jeszcze szerszego zastosowania przemysłowego. Można jednak przypuszczać, że doskonalenie wyposażenia technologicznego umożliwi obróbkę cieplno-chemiczną stopów tytanu, zaś jej połączenie z innymi zabiegami umacniającymi pozwoli na stosowanie tych stopów również w parach tarcia.

LITERATURA

- V. A. GOROCROW, S. N. GOROCROWA: Wlijanije czistowoj obrabotki na koeficient trenija titanowych powierzchnostej. Sb. Technologija i awtomatizacija maszynostrojenija. Vyp. 15, Technika, Kijew 1975.
- J. V. ASCHIMA, V. N. GOLDFAJN: Issledowanije powiedenija spława titana s 3,8% Al pri trenii. Sb. Nowyj konstrukcionnyj material — titan. Nauka, Moskwa 1972.
- A. N. MINKIEWIC: Chimiko-termiczeskaja obrabotka metallow i spławow. Maszynostrojenije, Moskwa 1965.
- J. N. NOWIKOWA: Azotirowanije titanowych spławow w czistom azote. Sb. Titan i jego spławy. AN SSSR, Moskwa 1960.
- J. MÜLLER: Verfahren zur Verbesserung der Verchleissfestigkeit und zur Erhöhung der Dauerbiegewechselstigkeit von Werkstücken aus Titan und Titanliegerungen. Pat. RFN kl 40 d 1/18/C 22 f 1/18 nr 1608254.
- G. B. GUREWICZ: Powyszenie niesuszczej sposobnosti borirowannoj stali i azotirowanogo titanowego spława obkatkoj rolkom. Wiestnik Maszynostrojenija nr 1 1972.
- J. M. WINOGRADOW: Powyszenie iznosostojkosti stalej, czugunow i titanowych spławow metodami sulfocianirowanija, sulfidirowanija i selenirowanija. Sb. Procesy uprocznienia powierzchni detalej maszin. AN SSSR, Nauka, Moskwa 1964.
- Handbuch der Galvanotechnik. C. G. Verlag, Munchen 1963.
- LUIS W. RAYMOND, MARK C. GUSSACH: Chrome plating of titanium. Pat. USA kl. 204, 37 R C C25b 5/52/nr 3691029, 1972.
- AKIRA NEGISI i in.: Furukawa denki koge K.K. Pat. Jap. kl. 12A35 (C23c) nr 48 — 1578, 1973.
- A. ALADJEM: Anodie oxidation of titanium and it alloys. J. Mater. Sc., t. 8 nr 5 1973.
- J. B. COTTON: Using titanium in the chemical plant. Chem. Engng. Progr. t. 66 nr 10 1970.
- B. A. KOLACZEW i in.: Mechaniczeskije swojstwa titana i jego spławow. Metallurgija, Moskwa 1974.
- D. D. PAPSZEW, J. G. GOLUBIEW: Wlijanije obkatki szarikom na ustalostniju procznost titanowych spławow. Sb. Powyszenie cikliczeskoj procznosti materialow metodom powierchnostnogo plasticzeskogo deformirowanija. Perm 1974.
- W. A. GOROCROW: Czystowaja obrabotka titanowych spławow. Maszynostrojenije, Moskwa 1975.
- JOITI TOKUDA, HIROMITI KOWAHORA: Kobusiki Kajstia Kobe Sejkosio. Pat. Jap. kl 12A3 (C23c) nr 43902.

PRENUMERATA

Prenumeratę przyjmują oddziały RSW „Prasa-Książka-Ruch” i urzędy pocztowe. Jednostki gospodarki uspołecznionej, instytucje, organizacje i wszelkiego rodzaju zakłady pracy zamawiają prenumeratę w miejscowych oddziałach RSW „Prasa-Książka-Ruch”, w miejscowościach zaś, w których nie ma oddziałów — w urzędach pocztowych.

Czytelnicy indywidualni opłacają prenumeratę wyłącznie w urzędach pocztowych i u doręczycieli.

Przedpłaty są przyjmowane w terminach:

- do 25 listopada — na rok następny, I kwartał, I półrocze
- do 10 marca — na II kwartał
- do 10 czerwca — na III kwartał i II półrocze
- do 10 września — na IV kwartał

Prenumeratę ze zleceniem wysyłki za granicę przyjmuje RSW „Prasa-Książka-Ruch”, Centrala Kolportażu Prasy i Wydawnictw, ul. Towarowa 28, 00-958 Warszawa, konto PKO nr 1531-71 w terminach obowiązujących dla prenumeraty krajowej.

Prenumerata ze zleceniem wysyłki za granicę jest droższa od prenumeraty krajowej o 50% dla zleceniodawców indywidualnych i o 100% dla zlecających instytucji i zakładów pracy.

Cena prenumeraty krajowej:

- kwartalna — zł 60,—
- półroczna — zł 120,—
- roczna — zł 240,—

Numeryczne odwzorowanie geometrii samolotu

Mgr inż. WŁODZIMIERZ ADAMSKI

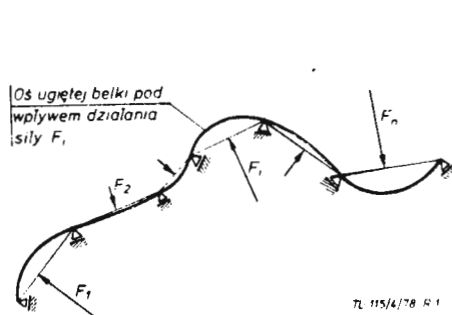
Przedstawiono główne rodzaje linii krzywych i powierzchni oraz ich postaci wielomianowe będące punktem wyjścia do opracowania programu na EMC.

Przez wiele lat na świecie kształty samolotów, okrętów, samochodów były rozrysowywane ręcznie za pomocą giętki traserskiej. Giętką traserską nazywamy cienką listewkę metalową, drewnianą lub wykonaną z innego tworzywa, którą można dowolnie wyginać, prowadząc ją przez zadane punkty i w ten sposób projektować kształt dowolnej krzywej (rys. 1). Ta metoda zdawała świetnie egzamin dopóki nie pojawiły się nowe, tańsze i szybsze techniki wytwarzania. Nowe możliwości przed konstruktorami otworzyły obrabiarki sterowane numerycznie, które jednak wymagają, aby kształt obrabianych części był podany w sposób numeryczny, co jest niemożliwe przy stosowaniu giętki traserskiej (zbyt mała dokładność odczytywanych współrzędnych punktów krzywej narysowanej na płazie).

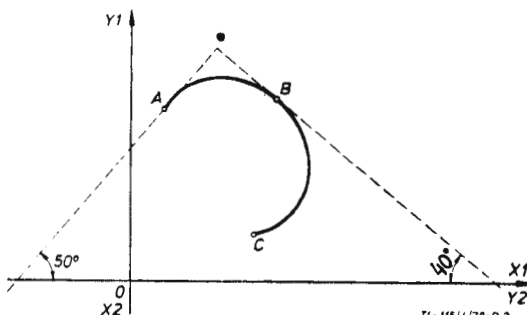
Krzywe i powierzchnie potrzebne do numerycznego odwzorowania można podzielić na trzy grupy:

- krzywe i powierzchnie składające się z elementów krzywych i powierzchni opisanych matematycznie,
- krzywe i powierzchnie eksperymentalne otrzymane przez pomiar współrzędnych punktów i które muszą być powtarzane dokładnie ze ściśle określoną tolerancją,
- krzywa i powierzchnie eksperymentalne, których używanie nie wymaga bardzo dużych tolerancji.

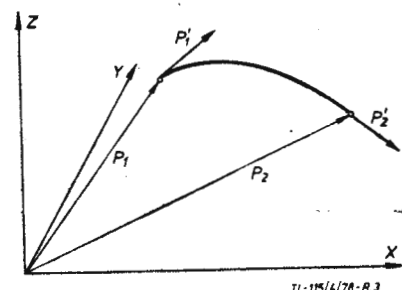
Do pierwszej grupy zaliczyć można znaczną większość kształtów części obrabianych mechanicznie. Z małymi wyjątkami krzywe te przeważnie składają się z linii prostych, łuków, okręgów, parabol, elips czy innych krzywych drugiego stopnia. Powierzchnie tych części skonstruowane są z płaszczyzn, z powierzchni cylindrycznych, stożkowych czy



Rys. 1. Sposób konstrukcji krzywej składowanej



Rys. 2. Przykład zmiany układu współrzędnych dla krzywej aproksymowanej wielomianem



Rys. 3. Przykład segmentu krzywej składowanej

też kwadryk. Obliczenie dowolnego punktu czy też grupy punktów krzywej lub powierzchni przy użyciu komputerów nie przedstawia żadnej trudności.

Do drugiej grupy należą np. kształty kadłubów okrętów, kadłuby, skrzydła i usterzenia samolotów lub łopatki turbin.

W skład ostatniej grupy wchodzi krzywe i powierzchnie stosowane w przemyśle samochodowym, które zależą tylko od wymagań estetycznych czy mody.

Krzywą doświadczalną można określić przez podanie współrzędnych pewnej ilości punktów. Jednak tak dyskretnie podana krzywa nie pozwala nam uzyskać pełnej informacji potrzebnych dla OSN. Krzywą doświadczalną możemy aproksymować wielomianem stopnia n -tego stosując metodę najmniejszych kwadratów.

$$y_i = \sum_{i=0}^n a_i \cdot x^i \quad (1)$$

Ze względu na falowanie wielomianów wyższych stopni stosowanie wielomianów interpolacyjnych jest nie zalecane.

Aproksymacja wielomianem metodą najmniejszych kwadratów jest łatwa do oprogramowania.

Metoda ta ma dwie wady:

— krzywa definiowana równaniem (1) nie może mieć pionowej stycznej.

Tę trudność można ominąć, używając kolejno prostopadłych układów obróconych o 90° (np. krzywa na rys. 2 od punktu A do B jest w układzie $X1 O Y1$ a od punktu B do C w $X2 O Y2$) lub można też układ zmieniać automatycznie np. gdy kąt nachylenia stycznej jest większy od 50° lub mniejszy od 40° (rys. 2).

— Kształt krzywej zależy od kierunku osi układu współrzędnych tzn. punkty definiują pewną krzywą, jeśli układ zostanie obrócony, a następnie zostaną zdefiniowane punkty nie dostanie się tego samego kształtu krzywej. Aby otrzymać ten sam kształt, krzywa zawsze musi być definiowana do pierwszego układu współrzędnych, a dopiero później można ją obracać.

Stosując w obliczeniach macierze, lepiej jest przejść do parametrycznej postaci wielomianu, zakładając, że U_x i U_y są jednostkowymi wektorami można zapisać:

$$x(v) = U_x \cdot v \quad (2)$$

$$y(v) = U_y \cdot \sum_0^n a_i \cdot v^i \quad (3)$$

Aproksymacja metodą najmniejszych kwadratów wygląda krzywą eksperymentalną. Pod pojęciem gładkości krzywej rozumie się, że znak drugiej pochodnej krzywej eksperymentalnej jest zgodny z żądaniem konstruktora. Należy zauważyć, że raz ta sama krzywa może być gładka, a raz nie.

Metoda ta daje najlepsze wyniki przy aproksymacji profili lotniczych. Została ona wprowadzona do nowych produktów z pewną modyfikacją.

W celu uniknięcia zafalowań wielomianów wyższych stopni oraz mnożenia małych wielkości przez duże, autor z po-

wodzeniem stosuje znormalizowane zmienne niezależne w następującej postaci:

$$\eta_i = \sqrt{\frac{X_i - X_1}{X_n - X_1}} \quad 1 \leq i \leq u \quad (4)$$

a wielomian ma postać:

$$y_i = \sum_0^m a_j \cdot \eta_i^j \quad (5)$$

Dla bardzo dużych cięwiw zaleca się także normalizowanie zmiennej zależnej:

$$y_i \%_0 = \frac{y_i}{C_w} \cdot 100 \quad (6)$$

gdzie: C_w — długość cięwiwy profilu.

Aby zwiększyć dokładność przybliżenia punktów eksperymentalnych (stabilizowanych) należy zwiększyć liczbę pomiarów w okolicach punktów przegięć jak i na tej części krzywej gdzie jej krzywizna jest największa. Tak opisa-

ne profile lotnicze pozwalają nam na bardzo dokładną powtarzalność, praktycznie taką, jaką można uzyskać na danym typie komputera.

Krzywe składane
— *spline*

Odpowiednikiem w technice komputerowej giętki traser-skiej jest krzywa składana z pewnych segmentów z zachowaniem tych samych pochodnych pierwszego i drugiego rzędu w miejscu łączenia (podpory). Każdy taki segment traktuje się jak belkę wytrzymałościową, której równanie różniczkowe osi ugiętej ma postać:

$$\frac{d^2y}{dx^2} = -\frac{Mg(x)}{E \cdot I} \quad (7)$$

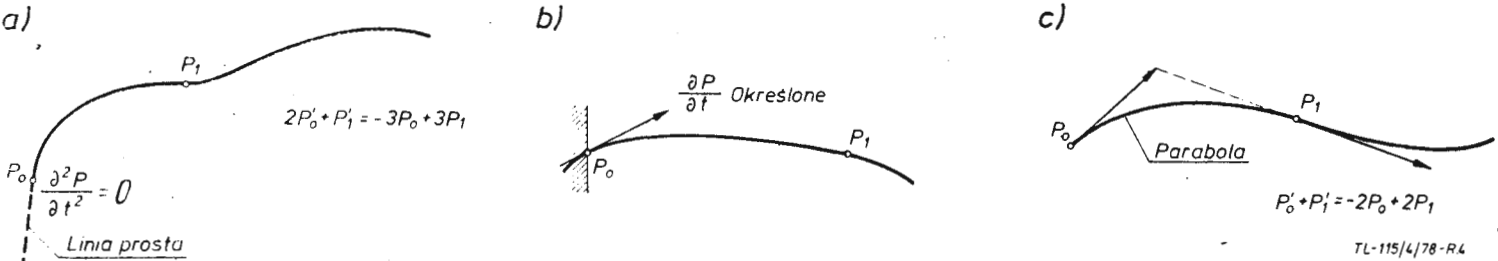
Giętka traser-ska przyjmuje kształt, dla którego jej energia wewnętrzna stanowi minimum. Matematycznym odpowiednikiem tego jest, aby wyrażenie:

$$B \int K^2 ds \quad (8)$$

stanowiło minimum, gdzie: B — stała wyrażająca sztywność belki, K — krzywizna, s — długość łuku $0 \leq s \leq L$, L — całkowita długość krzywej składanej.

We współrzędnych kartezjańskich można zapisać:

$$\int \frac{y''^2 dx}{(1+y'^2)^{\frac{3}{2}}} \quad \text{a przy } y' \ll 1 \quad (9)$$



Rys. 4. Typowe warunki brzegowe [2]

wyrażenie to można uprościć do postaci:

$$\int y''^2 dx \quad (10)$$

Przyjmując liniową zależność momentu gnącego $Mg(x) = A+Bx$ i dwukrotnie całkując równanie (7) otrzymuje się krzywą segmentową opisaną wielomianem stopnia trzeciego. Krzywa składana — *spline*, która przechodzi przez n punktów składa się z $(n-1)$ takich wielomianów (rys. 1). W praktyce matematyczna giętka jest dobrą aproksymacją giętki traser-skiej z tym jednak, że styczne nie są zbyt duże.

Tę trudność można usunąć, wprowadzając lokalny układ współrzędnych, którego jedna z osi leży na cięciwie łuku krzywej lub przez wprowadzenie postaci parametrycznej wielomianu stopnia trzeciego w następującej postaci:

$$P(t) = \sum_{i=1}^4 B_i \cdot t^{i-1} \quad t_1 \leq t \leq t_2 \quad (11)$$

$$P(t) = [x(t) \ y(t) \ z(t)]$$

Rozpisując równanie (11) można napisać:

$$P(t) = B_1 + B_2 \cdot t + B_3 \cdot t^2 + B_4 \cdot t^3 \quad (11a)$$

Do rozważań przyjęto krzywą przechodzącą przez dwa punkty P_1, P_2 (rys. 3) z odpowiadającymi im stycznymi P'_1, P'_2 (pochodne w tych punktach względem parametru t). Parametr t zmienia się od t_1 do t_2 . W celu uproszczenia obliczeń, można przyjąć $t_1=0$. Warunki brzegowe dla pojedynczego segmentu są następujące:

$$P(0) = P_1$$

$$P(t_2) = P_2$$

$$\left. \frac{dP}{dt} \right|_{t=0} = P'_1$$

$$\left. \frac{dP}{dt} \right|_{t=t_2} = P'_2 \quad (12)$$

Z równań (11a) i (12) wynika:

$$P(0) = B_1 = P_1$$

$$\left. \frac{dP}{dt} \right|_{t=0} = \sum_{i=2}^4 B_i \cdot t^{i-2} \cdot (i-1) = B_2 = P'_1$$

$$P(t_2) = \sum_{i=1}^4 B_i \cdot t_2^{i-1} = B_1 + B_2 \cdot t_2 + B_3 \cdot t_2^2 + B_4 \cdot t_2^3 \quad (12a)$$

$$\left. \frac{dP}{dt} \right|_{t=t_2} = \sum_{i=2}^4 B_i \cdot t_2^{i-2} \cdot (i-1) = B_2 + 2B_3 \cdot t_2 + 3B_4 \cdot t_2^2$$

Stąd:

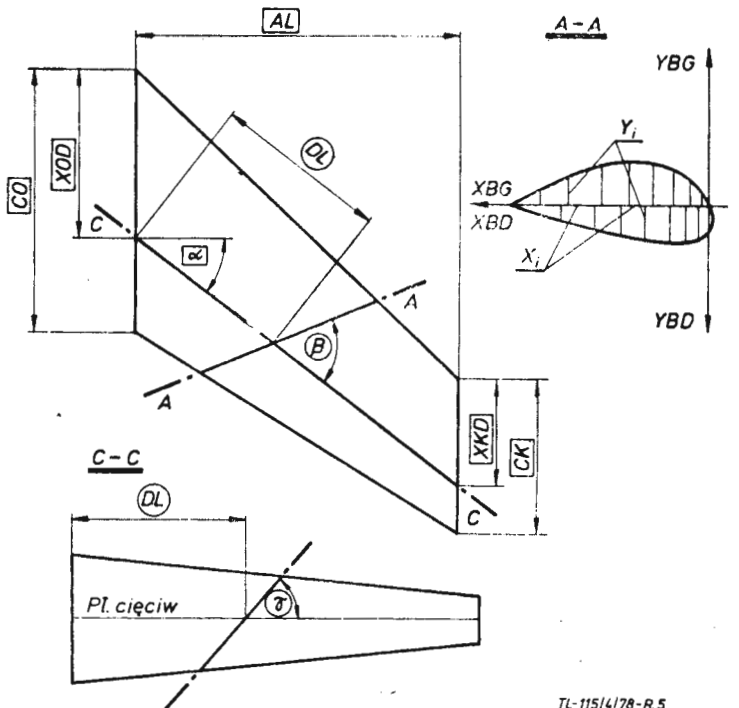
$$B_1 = P_1, B_2 = P'_1$$

$$B_3 = \frac{3(P_2 - P_1)}{t_2^2} - \frac{2P'_1}{t_2} - \frac{P'_2}{t_2} \quad (12b)$$

$$B_4 = \frac{2(P_1 - P_2)}{t_2^3} + \frac{P'_1}{t_2^2} + \frac{P'_2}{t_2^2}$$

Podstawiając (12b) do (11a) oraz normalizując parametr $0 \leq t \leq 1$ można równanie i -tego segmentu krzywej napisać następująco:

$$P_i(t) = P_{i-1}(1 - 3t^2 + 2t^3) + P_i(3t^2 - 2t^3) + P'_{i-1}(t - 2t^2 + t^3) + P'_i(-t^2 + t^3) \quad (13)$$



Rys. 5. Przykład wielkości opisujących powierzchnię prostokreślną: AL — długość powierzchni, CO i CK — długość cięciwy profilu w przekroju początkowym i końcowym, α — kąt pochylenia płaszczyzny dźwigara, XOD i XKD — wielkości określające położenie płaszczyzny dźwigara, DL — wymiar określający położenie płaszczyzny przekroju, β — kąt pochylenia płaszczyzny przekroju mierzony w płaszczyźnie cięciw, γ — kąt pochylenia płaszczyzny przekroju mierzony w płaszczyźnie dźwigara, X_1 i Y_1 współrzędne mierzone w płaszczyźnie przekroju

Nieznanne wartości pochodnych P'_i można obliczyć z warunków ciągłości.

Różniczkując (13):

$$P'_i(t) = P_{i-1}(-6t + 6t^2) + P_i(6t - 6t^2) + P'_{i-1}(1 - 4t + 3t^2) + P'_i(-2t + 3t^2) \quad (14)$$

i ponownie:

$$P''_i(t) = P_{i-1}(-6 + 12t) + P_i(6 - 12t) + P'_{i-1}(-4 + 6t) + P'_i(-2 + 6t) \quad (15)$$

Stąd:

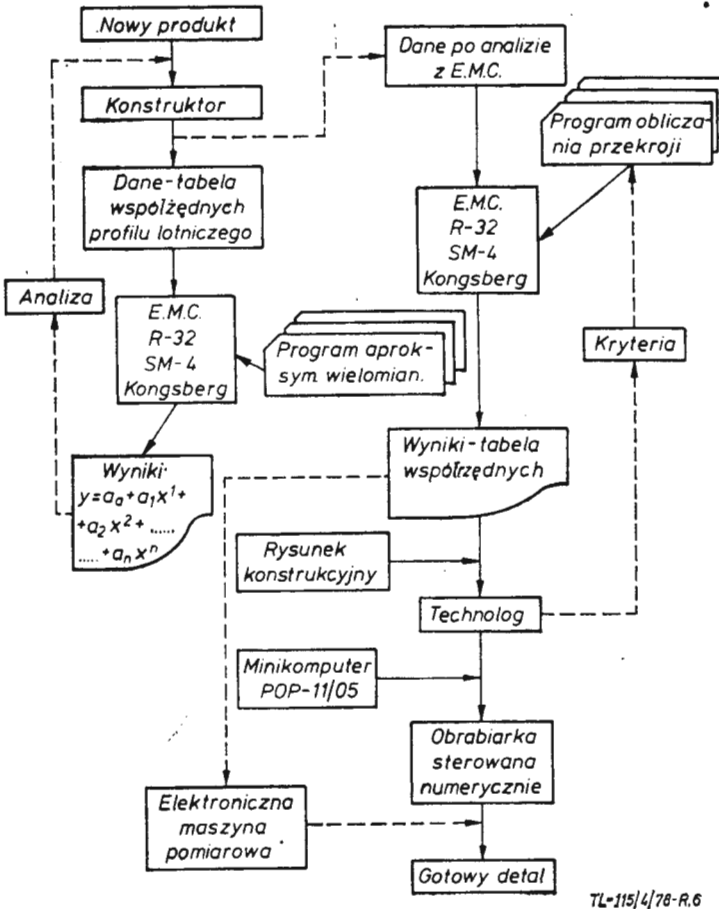
$$P''_i(0) = -6P_{i-1} + 6P_i - 4P'_{i-1} - 2P'_i \quad (15a)$$

$$P''_i(1) = 6P_{i-1} - 6P_i + 2P'_{i-1} + 4P'_i \quad (15b)$$

Jeśli krzywa $P_i(t)$ jest ciągła wraz z drugą pochodną z krzywą $P_{i+1}(t)$ w punkcie P_i wtedy zachodzi równość (15a) i (15b). Po uproszczeniach i przekształceniach:

$$P'_{i-1} + 4P'_i + P'_{i+1} = -3P_{i-1} + 3P_{i+1} \quad (16)$$

Te same wyniki otrzyma się dla każdego innego fragmentu krzywej.



Rys. 6. Schemat zastosowania EMC przy konstruowaniu i wykonaniu części, pomocy warsztatowych o matematycznie nieopisanych kształtach na obrabiarkach sterowanych numerycznie

Korzystając z wyrażenia (16) można napisać $(n-1)$ równań, a należy obliczyć $(n+1)$ wartości P'_i . Aby uzupełnić obliczenia, trzeba znaleźć dwa dodatkowe warunki. Znajduje się je zakładając warunki brzegowe dla krzywej składowej. Większość używanych warunków podano na rys. 4. Mając $(n-1)$ równań (16) i dwa dodatkowe warunki brzegowe, można zapisać następującą macierz:

$$AP'_i = BP_i$$

gdzie:

A — macierz stopnia $(n+1)(x)n+1$,

B — macierz rzędu $(n+1)$.

Np. dla krzywej składowej złożonej z 5 punktów z podaną pierwszą pochodną $P'_0 = S_0$ i warunkiem $\frac{\partial^2 P}{\partial t^2} = 0$

(rys. 4) można napisać:

$$\begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 4 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 4 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 4 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 4 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} P'_0 \\ P'_1 \\ P'_2 \\ P'_3 \\ P'_4 \\ P'_5 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -3 & 0 & 3 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -3 & 0 & 3 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -3 & 0 & 3 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -3 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -3 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} S_0 \\ P_0 \\ P_1 \\ P_2 \\ P_3 \\ P_4 \\ P_5 \end{bmatrix} \quad (18)$$

a np. dla tej samej krzywej przy założeniu, że na początku krzywej $\frac{\partial^2 P}{\partial t^2} = 0$ (linia prosta) i zakończenie krzywej jest paraboliczne tzn.: $P'_4 + P'_5 = -2P_4 + 2P_5$, macierz równania ma postać:

$$\begin{bmatrix} 2 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 4 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 4 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 4 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 4 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} P'_0 \\ P'_1 \\ P'_2 \\ P'_3 \\ P'_4 \\ P'_5 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -3 & 3 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -3 & 0 & 3 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -3 & 0 & 3 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -3 & 0 & 3 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -3 & 0 & 3 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -2 & 2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} P_0 \\ P_1 \\ P_2 \\ P_3 \\ P_4 \\ P_5 \end{bmatrix} \quad (19)$$

Pochodne P'_i oblicza się, odwracając macierz A i przemnażając ją przez B

$$P'_i = A^{-1}BP_i \quad (20)$$

Każdy segment krzywej składowej jest określony równaniem (13).

Zastosowanie krzywych

Dosyć często używanymi powierzchniami w przemyśle lotniczym są powierzchnie prostokątne, do odwzorowania których wykorzystuje się krzywe aproksymacyjne (wielomian n -tego stopnia) lub interpolacyjne (krzywa składowa).

Opracowany przez autora program pozwala na obliczenie współrzędnych przekroju powierzchni prostokątnych na dowolnej płaszczyźnie przekroju. Danymi wejściowymi opisującymi powierzchnie prostokątne są współrzędne profili początkowego i końcowego lub współczynniki wielomianu aproksymacyjnego i wielkości oznaczone na rys. 5 symbolem □. Danymi wejściowymi do obliczeń konkretnego przekroju całkowitego lub częściowego są wielkości oznaczone ○ na rys. 5.

Wynikiem programu jest wydruk współrzędnych Y_i , X_i (rys. 5) jak i pochyłeń φ_i . Istnieje też możliwość wprowadzenia dodatkowych informacji jak np. odległości dźwigara od linii nosków oraz wyrysowanie danego profilu o ile wymiary stołu autokreślarki (6×2 m) pozwolą w skali 1:1 lub mniejszej. Dzięki temu opracowaniu możliwe było wykonanie kilkunastu części z wyrobu seryjnego na OSN, jak i wykonanie kilkuset pomocy warsztatowych. Wszystkie zależności pokazane na rys. 6 dotyczą tylko ręcznego programowania obrabiarek sterowanych numerycznie.

Powyższe rozważania z powodzeniem mogą być zautomatyzowane i wprowadzone do systemu APT (Automatic Programming Tool) jak i powiązane z uniwersalnym systemem projektowania numerycznej geometrii zewnętrznej samolotu jakim jest wchodzący do eksploatacji system NMG (Numerical Master Geometry). Aproksymacja wielomianem została wykorzystana z bardzo dobrym rezultatem do wstępnego przygotowania danych do systemu NMG.

LITERATURA

1. J. ALAN ADAMS, F. ROGERS: Mathematical elements for computer graphics. Mc Graw-Hill, 1975 r.
2. P. BEZIER: Numerical Control Mathematics and Applications John Wiley. London, New York, Sydney, Toronto, 1972 r.
3. E. MEHLUM: Curve and surface fitting based on a variational criteria for smoothness. Central Institute for Industrial Research. Oslo, Norway 1969 r.
4. J. H. Ahlberg, E. N. Nilson and J. L. Walsh: The theory of splines and their applications. Academic Press, New York, 1967 r.
5. E. N. NILSON: Cubic splines on uniform meshes. Comm. ACM, 13, No 4, 1970 r.
6. T. N. E. Greville: Theory and applications of spline functions. Academic Press, New York, 1969 r.
7. Curved surfaces in engineering, computer methods for design and manufacture. Churchill College. Cambridge, England, 1972 r.

Badania NASA w dziedzinie samolotów rolniczych

Zarówno wielu użytkowników, jak i wytwórców samolotów rolniczych w USA oraz NASA uważa, że konstrukcja obecnie stosowanych samolotów rolniczych opiera się na technice z lat czterdziestych, mimo wprowadzania do nich poważnych udoskonaleń. Jeden z dyrektorów NASA, Roger Winblade ocenia, że w USA zaznacza się ostatnio pewien zastój w rozwoju samolotów rolniczych — jakkolwiek w 1976 r. połowa, tj. ok. 8000 samolotów rolniczych na świecie była eksploatowana w USA, a w 1974 r. w USA wyprodukowano 1400 nowych samolotów, z czego 45% na eksport, to jednak w przypadku zakupienia przez ZSRR 3000 samolotów M-15 transakcja ta byłaby równoważna 30-letniej amerykańskiej produkcji samolotów rolniczych (w USA ocenia się bowiem, że samolot M-15 jest ponad 10-krotnie droższy od amerykańskich samolotów rolniczych o dużym udźwigu). Poza tym w 1974 r. zabiegom agrolotniczym w USA poddanych było 2 mln ha, podczas gdy w ZSRR — 2,25 mln ha.

Opracowane ostatnio w USA plany rozwoju lotnictwa rolniczego są popierane przez Kongres, który przyznał NASA fundusze na realizację programu udoskonalenia samolotów rolniczych. Program ten obejmuje prace zarówno nad samolotem, jak i nad jego wyposażeniem rolniczym, traktując samolot i wyposażenie jako jeden system. Określone zostały następujące tematy prac:

- konstrukcja samolotu i jego charakterystyki w locie;
- układ opylający i rozpylający;
- charakterystyki pola wirowego;
- warunki eksploatacji samolotów;
- bezpieczeństwo załogi.

Program jest realizowany przy użyciu różnych środków: symulatorów i komputerów do badania nowych projektów samolotów, urządzeń rolniczych i pól wirowych; tuneli aerodynamicznych do badań rokujących nadzieje projektów; stoisk do badania charakterystyk nowych urządzeń rolniczych; analiz systemowych mających na celu dostosowanie rozwiązań technicznych do realnych warunków eksploatacyjnych.

Program podkreśla znaczenie stateczności i sterowności samolotu oraz dokładności utrzymywania toru lotu na jakości obróbki pól z powietrza. Duże znaczenie ma tu również wielkość kropel chemikaliów, która warunkuje czas ich opadania i szybkość odparowywania oraz oddziaływanie wiatru. Efektywność wykorzystania chemikaliów ciekłych jest tym mniejsza, im mniejsze kropelki, nawet w przypadku chemikaliów olejowych. NASA opracowuje dysze rozpylające, które zapewniają jednorodność kropel. Doskonali się poza tym całą instalację rolniczą samolotu, w celu zmniejszenia szczelności oraz przygotowuje materiały odporne na korozję.

Na rozkład chemikaliów wpływa w sposób istotny pole wirowe samolotu. W celu zmniejszenia jego ujemnych skutków i lepszego wykorzystania chemikaliów, opracowuje się nowe profile skrzydeł i nowe urządzenia rozpylające. Oddziaływanie pola wirowego na proces opryskiwania badane jest w tunelach aerodynamicznych w Langley przy użyciu modeli samolotów rolniczych. Opracowuje się metody „rozpylania” przez modele samolotów cząsteczek polistyrenu i drobnych szklanych kuleczek, które będą opadać na płyty pokryte klejem. Pomiar ich rozkładu pozwoli na określenie wpływu prędkości i wysokości lotu oraz konfiguracji samolotu na rozprzestrzenianie się chemikaliów, co z kolei umożliwi zmodyfikowanie pola wirowego i urządzeń rolniczych, w celu uzyskania jednorodnego pokrycia pasma chemikaliami i zmniejszenia ich znośności na bok.

W zakresie aerodynamiki samolotu NASA dąży do zmniejszenia oporów szkodliwych, m.in. w celu zmniejszenia zużycia paliwa, a tym samym zwiększenia udźwigu chemikaliów. Bada się również środki zwiększające siłę nośną i poprawiające własności samolotu przy starcie, lądowaniu i w zakrętach.

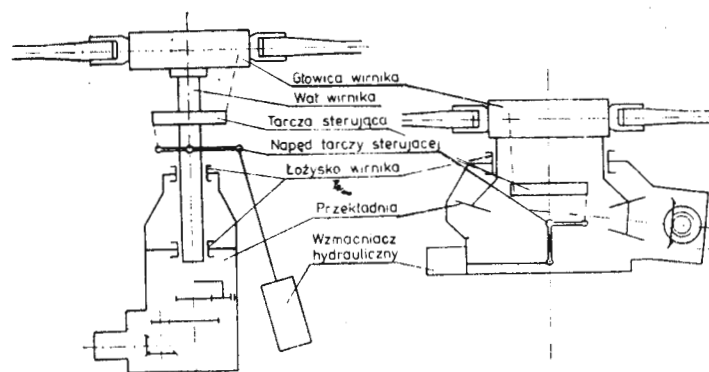
W drugiej fazie realizacji programu przeprowadzi się próby z samolotem Thrush S2R-800, na którym sprawdzi się rozwiązania wynikające z pierwszego etapu badań. Na skrzydłach mają być zastosowane sloty, na silniku osłona, a przejście kadłub-skrzydło będzie oprofilowane, co wpłynie na pole wirowe i opór samolotu. Zastosowanie

spektrometru laserowego umożliwi dokładną analizę rozkładu kropelek chemikaliów od chwili opuszczenia przez nie dysz rozpylających.

W.K.

Integralny dynamiczny system wirnika nośnego

Projektanci śmigłowców czynią obecnie wiele wysiłków, w celu znalezienia nowego rozwiązania układu głowica-przekładnia główna wirnika nośnego, które zapewniłoby mniejszy opór aerodynamiczny, ochronę elementów układu przed zanieczyszczeniami, deszczem i solą, a tym samym zwiększenie ich trwałości oraz prostszą obsługę. Warunki te ma spełniać opracowany przez firmę Messerschmitt-Bölkow-Blohm Integralny Dynamiczny System (IDS) wirnika nośnego. Polega on na tym, że głowica wirnika, wał z węzłami łożyskowymi i elementy układu sterowania, tj. tarcza sterująca z napędem i wzmacniaczem hydraulicznym, są zablokowane z przekładnią główną w jeden zwarty zespół.



Koncepcję IDS zrealizowano w następujący sposób: głowicę wirnika połączono bezpośrednio z przekładnią główną, bez wału pośredniego; tarczę sterującą z dźwigniami i popychaczami układu sterowania umieszczono pod przekładnią; wzmacniacz hydrauliczny układu sterowania zabudowano bezpośrednio na korpusie przekładni. Dzięki takiej integracji układu liczba kół zębatych zmniejszyła się z 16 do 8, a liczba łożysk — z 26 do 15. Jak wiadomo, częstość uszkodzeń łożysk podlega prawom statystyki i prawdopodobieństwa, a więc zmniejszenie liczby łożysk zwiększa niezawodność przekładni. Umieszczenie organów sterowania w korpusie przekładni zabezpiecza je przed zanieczyszczeniami i przed uszkodzeniem — badania wykazały, że zabudowane wewnątrz elementy sterowania mają 5-krotnie większą trwałość od zewnętrznych w układzie konwencjonalnym. Koła zębate, łożyska i elementy sterowania smarowane są za pomocą wspólnej instalacji olejowej o obiegu zamkniętym, dzięki czemu stan oleju (ilość opłatków) może być wskaźnikiem mechanicznego stanu układu.

Układ ma budowę modułową, co oznacza, że poszczególne jego zespoły mogą być wymieniane bez potrzeby późniejszych prób sprawdzających. Wymiana modułu nie wymaga wybudowywania pozostałych modułów, np. elementy sterowania można wymienić bez demontażu głowicy. Uzyskano to przez zastosowanie odpowiednich okien i złączy popychaczy.

Koncepcja IDS pozwala na znaczne zmniejszenie wysokości układu głowica-przekładnia główna, co zmniejsza wrażliwość śmigłowca na ostrzał oraz obciążenia dynamiczne głowicy. Z drugiej strony, zaistniały obawy, czy zbyt mała odległość wirnika od kadłuba nie wywoła drgań podobnych do tych, które wystąpiły na śmigłowcu YUH-61. Stwierdzono jednak, że pojawiają się one przy określonym stosunku odległości głowica — górna powierzchnia kadłuba do odległości głowica — dolna powierzchnia kadłuba i że układ MBB jest po bezpiecznej stronie.

Na początku 1979 r. mają się rozpocząć próby śmigłowca UH-1D wyposażonego w układ IDS, który będzie następnie zastosowany w śmigłowcu BK-117, opracowanym wspólnie przez MBB i Kawasaki oraz w śmigłowcu przeciwzwołgowym PAH-2 opracowywanym przez MBB i Aerospatiale.

W.K.

Wybrane problemy niestatecznej pracy sprężarek lotniczych silników turbinowych

Dr inż. JAN BORGON

W artykule przedstawiono mechanizm i przyczyny powstawania oraz objawy i skutki niestatecznej pracy sprężarek silników turbinowych zarówno w warunkach naziemnych jak i w locie. Omówiono ograniczenia zakresów pracy silnika zapobiegające „pompażowi”.

Niestateczna praca sprężarki silnika turbinowego, nazywana potocznie pompażem, należy do zjawisk niepożądanych, stanowiących potencjalne niebezpieczeństwo uszkodzenia silnika. Niestateczna praca sprężarki charakteryzuje się pulsacjami ciśnienia lub skokowymi zmianami wydatku powietrza, a nawet krótkotrwałymi przerwami w dopływie powietrza do segmentów komory spalania, znajdujących się w danej chwili za strefą oderwania strug powietrza w sprężarce.

Objawem niestatecznej pracy sprężarki silnika turbinowego może być:

— nagły spadek ciśnienia powietrza za sprężarką, prowadzący do nadmiernego wzbogacenia mieszanki paliwo-powietrznej, spadku prędkości obrotowej lub samoczynnego wyłączenia się silnika,

— „zawisanie” obrotów silnika, charakteryzujące się zahamowaniem wzrostu prędkości obrotowej w pewnym zakresie pracy lub też niemożliwością zwiększania prędkości obrotowej ze względu na nadmierny wzrost temperatury gazów,

— pojawienie się silnych pulsacji ciśnienia i wydatku powietrza wywołujących drgania całego silnika i zdmuchiwanie płomienia w komorze spalania,

— charakterystyczny efekt dźwiękowy w postaci „detonacji”.

Mechanizm powstawania niestatecznej pracy sprężarki

Niestateczna praca sprężarki wiąże się z okresowymi oderwaniami strug powietrza przede wszystkim od strony wypukłej powierzchni łopatek sprężarki. Dzieje się to wtedy, gdy w pewnych, określonych warunkach pracy silnika zmniejszy się wydatek powietrza przepływającego przez sprężarkę w stosunku do odpowiedniego wydatku dla danej zredukowanej prędkości obrotowej wirnika. W warunkach np. stałej prędkości obrotowej sprężarki, a więc stałej prędkości obwodowej łopatek zmniejszenie wydatku powietrza doprowadza do zmniejszenia prędkości osiowej strug powietrza we wlocie do danego stopnia sprężarki. W następstwie tego zmienia się kierunek wektora prędkości względnej i wzrasta kąt natarcia strug i (rys. 1a). Po przekroczeniu pewnej krytycznej wartości kąta i , następuje oderwanie strug powietrza od strony wypukłej powierzchni łopatek.

Na rys. 1 przedstawiony jest schemat opływu palisady łopatkowej wirnika sprężarki osiowej z oderwaniem strug powietrza. Powstające podczas oderwania strug zawirowania są niestateczne (rys. 1a) i mają tendencję do rozprzestrzeniania się w kanałach międzyłopatkowych pod działaniem sił odśrodkowych a tym samym zmniejszają przekroje efektywne strug, w rezultacie czego wydatek powietrza jeszcze bardziej się zmniejsza.

Jeżeli straty ciśnienia w strefach oderwania strug są tak wielkie, że ciśnienie całkowite w tych strefach jest mniejsze od ciśnienia statycznego na wylocie z wieńca palisady łopatkowej, to pojawia się przepływ powietrza w odwrotnym kierunku.

Przepływ z oderwaniem strug powietrza pojawia się najpierw w pewnych, ograniczonych strefach (rys. 2). Lokalizacja początkowych stref oderwania strug uwarunkowana jest pewnymi niedokładnościami w wykonaniu poszczególnych łopatek, nierównomiernościami prędkości i ciśnienia w strugach przed palisadą łopatkową itp. Dalsze zmniejszanie się wydatku powietrza prowadzi do zwiększenia liczby stref oderwania strug i ich rozprzestrzeniania się. Ustalono, że strefy oderwania strug powietrza obracają się zgodnie z kierunkiem wirowania wirnika sprężarki i jednocześnie przemieszczają się względem wirnika, ponieważ prędkość kątowna stref oderwania

$$\omega_{so} = (0,2 \div 0,6) \Omega_w$$

gdzie: Ω_w — prędkość kątowna wirnika.

Powtórne i wielokrotne sprężanie jednej i tej samej porcji powietrza w

mają tendencji do rozprzestrzeniania się, są stateczne.

Niestatecznej pracy sprężarki prawie zawsze towarzyszą drgania łopatek, które mogą być tak silne, że doprowadzają do ich łamania.

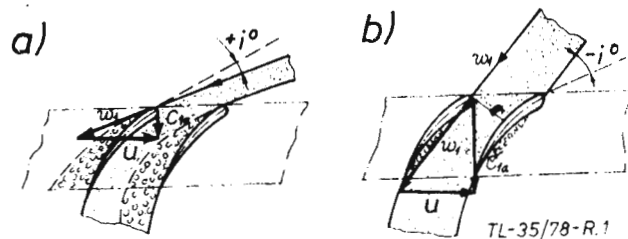
Intensywność i rodzaje objawów niestatecznej pracy sprężarki zależą m.in. od typu silnika turbinowego, rodzaju sprężarki, warunków eksploatacji i zakresu pracy silnika.

W celu zapobieżenia zjawisku niestatecznej pracy sprężarki w wielu typach silników turbinowych stosuje się specjalne, automatycznie sterowane urządzenia (mechanizacja sprężarki).

Niestateczna praca sprężarki może wystąpić podczas lotu samolotu, jak również podczas pracy silnika na ziemi. W praktyce eksploatacyjnej niestateczna praca może wystąpić także w czasie rozruchu silników turbinowych na ziemi, przede wszystkim w silnikach, których sprężarki nie są wyposażone w urządzenia zapobiegające niestatecznej pracy.

Niestateczna praca sprężarki lotniczego silnika turbinowego w czasie rozruchu na ziemi

Jednym z wymagań eksploatacyjnych dla silników turbinowych jest wymaganie osiągnięcia prędkości biegu jałowego w ograniczonym czasie. Chcąc zapewnić spełnienie takiego wymagania, dopuszcza się w procesie rozruchu stosunkowo duże wartości temperatury gazów przed turbiną, przewidując jednocześnie w wielu typach silników urządzenia zapobiegające wystąpieniu niestatecznej pracy sprężarki¹⁾.



Rys. 1. Schemat opływu palisady profili łopatek wirnika sprężarki z oderwaniem strug powietrza: a) przykład opływu podczas zmniejszania wydatku powietrza dla $n = \text{const}$; b) przykład opływu podczas zwiększania wydatku powietrza dla $n = \text{const}$; t — kąt natarcia strug powietrza, C_{1a} — prędkość osiowa strug powietrza, u — prędkość obwodowa łopatek wirnika sprężarki, w_1 — prędkość względna

przypadku przepływów odwrotnych doprowadza w zasadzie podczas niestatecznej pracy do wzrostu temperatury we wlocie sprężarki.

Podczas zwiększania wydatku powietrza (ujemne kąty natarcia rys. 1b) następuje oderwanie strug powietrza od strony wklęsłej powierzchni łopatek. Tworzące się podczas takiego przepływu zawirowania strug powietrza przyciskane są zasadniczym strumieniem do profili łopatek i nie

W warunkach eksploatacji, uruchamianie silników turbinowych z różnych względów nie zawsze przebiega zgodnie z programem wynikającym z obliczeń termodynamicznych i gazodynamicznych silników. W związku z tym zdarzają się przypadki, że temperatura gazów przed turbiną może

¹⁾ To samo dotyczy procesu przyspieszania od biegu jałowego do wymaganej prędkości obrotowej (przyp. redakcji).

być w danym momencie rozruchu większa od temperatury gazów zapewniającej stateczny przepływ powietrza w sprężarce. W takich przypadkach może wystąpić niestateczna praca sprężarki. Pojawienie się niestatecznej pracy sprężarki wskutek podwyższenia temperatury gazów w procesie rozruchu można wytłumaczyć następująco. Podczas podwyższania temperatury gazów przed turbiną zwiększają się opory cieplne kanału przepływowego zespołów, z którymi współpracuje sprężarka, wskutek wzrostu objętości gazów przepływających przez kanał. W wyniku tego wraz z podwyższeniem temperatury gazów przed turbiną, dla jednej i tej samej prędkości obrotowej, zmniejsza się wydatek powietrza przepływającego przez sprężarkę i jednocześnie zwiększa się spręż sprężarki. Wobec zmniejszenia się wydatku powietrza przepływającego przez sprężarkę, zmniejsza się prędkość osiowa powietrza we wlocie sprężarki, co jak już wyjaśniono może spowodować niestateczną pracę sprężarki.

Niestateczna praca podczas rozruchu silnika charakteryzuje się pulsacjami w kanale przepływowym odczuwanymi słuchowo (w niektórych silnikach pulsacje w czasie rozruchu nie są słyszalne), zmniejszeniem efektywności pracy sprężarki ciśnienie powietrza za sprężarką zmniejsza się skokowo, szybkim wzrostem temperatury przed i za turbiną. Wskutek spadku ciśnienia powietrza za sprężarką, zmniejsza się ciśnienie przed turbiną, a wskutek zwiększenia przeciwcisnienia za turbiną (ze względu na dopalające się tam paliwo), zmniejsza się spadek ciśnienia w turbinie. W rezultacie tego zmniejsza się intensywność wzrostu prędkości obrotowej silnika podczas rozruchu, a niekiedy obserwuje się „zawisanie obrotów”. Tak więc efektywność rozkręcania silnika podczas rozruchu może być zapewniona tylko wtedy, jeżeli do komór spalania podawana jest taka ilość paliwa, która w pierwszej kolejności określana jest z warunku zapewnienia statecznej pracy w zakresach ruchowych.

Ogólnie rzecz biorąc, do przyczyn powodujących w czasie rozruchu nadmierny wzrost temperatury gazów przed turbiną i ciśnienia powietrza za sprężarką, a więc sprzyjających pojawieniu się niestatecznej pracy silnika można zaliczyć:

- zbyt szybkie otwieranie zaworu dławiącego podczas uruchamiania silników z ręcznym dozowaniem paliwa,
- ustawienie dźwigni sterowania silnikiem powyżej opory „mały gaz”
- co jak wiadomo jest surowo zabronione,
- niewłaściwe rozwarcie dyszy wylotowej silnika, np. dysza znajduje się w położeniu minimalnego zamiast maksymalnego rozwarcia,
- dość silny wiatr wiejący w dyszę silnika,
- uszkodzenie instalacji sterowania upustem powietrza z za sprężarki w silnikach wyposażonych w tego typu instalacje lub też uszkodzenie innych urządzeń zapewniających stateczny przebieg procesu rozruchu,
- niewłaściwą pracę automatu rozruchu układu paliwowego.

Czynnikami wpływającymi na pojawienie się niestatecznej pracy są m. in.:

— temperatura i ciśnienie otaczającego powietrza. I tak np. w warunkach ujemnych temperatur otaczającego powietrza automat rozruchu może podawać więcej paliwa niż to jest wymagane i dlatego też linia robocza rozruchu przybliży się do granicy statecznej pracy sprężarki,

— zbyt wolne rozkręcanie zespołu wirującego silnika przez rozrusznik, gdy jednocześnie określone instalacje zapewniające prawidłowy przebieg rozruchu, jak np. wtryskiwacze robocze włączają się do pracy w odpowiednich przedziałach czasowych, a nie w zależności od prędkości obrotowej,

— niewłaściwa praca elementów instalacji paliwowej.

Niestateczna praca sprężarki lotniczego silnika turbinowego w locie

Niestateczna praca sprężarki podczas lotu samolotu może wystąpić wskutek:

- niedopuszczalnie dużej zmiany zredukowanej prędkości obrotowej n_{zr} (tj. zmiany temperatury całkowitej T_H^* przed wlotem) ²⁾,
- znacznych nierównomierności lub niestateczności strug powietrza we wlocie do sprężarki, powodowanych w zasadzie niesymetrycznym opływem kanału wlotowego,
- wpadnięcia samolotu w strugi samolotu lecącego przed nim lub w strugi gazów prochowych podczas odpalania rakiet,
- niewłaściwej pracy układów regulacji sprężarki (zaworów wpustowych układów zmiany kąta ustawienia łopatek) itp.

Jednym z zasadniczych parametrów decydujących o stateczności pracy sprężarki jest zredukowana prędkość obrotowa, którą określa ze wzoru:

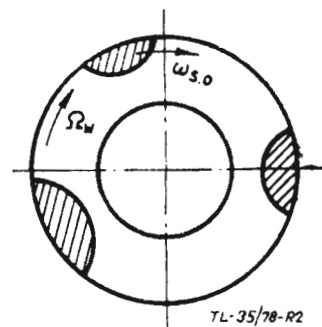
$$n_{zr} = n \sqrt{\frac{288}{T_H^*}} \quad (1)$$

Obliczenia termodynamiczne i gazodynamiczne projektowanych silników turbinowych przeprowadza się w zasadzie dla warunków atmosfery wzorcowej. W rzeczywistości jednak silniki pracują najczęściej w warunkach odbiegających od warunków atmosfery wzorcowej. W praktyce stateczna praca silnika, np. w zakresie maksymalnym, może być zapewniona tylko w określonym przedziale zredukowanych wartości prędkości obrotowej. W warunkach odbiegających znacznie od warunków atmosfery wzorcowej rzeczywiste parametry pracy silnika sprowadzone do warunków atmosfery wzorcowej (parametry zredukowane) różnią się znacznie od zredukowanych parametrów obliczeniowych, które dla danej konstrukcji silnika są z reguły parametrami optymalnymi. Jeżeli zredukowaną prędkość obrotową w standardowych warunkach na ziemi ($T_H^* = 288 \text{ K}$) przyjąć za 100%, to przykładowo, na wysokości $H = 11 \text{ km}$ dla $M = 2$ zmniejszy się ona do 86% a dla $M = 3$ do 69%. Zwiększenie wysokości lotu do 11 km, przy małej prędkości lotu i w niskich temperaturach otaczającego powietrza może doprowadzić do zwiększenia n_{zr} , nawet

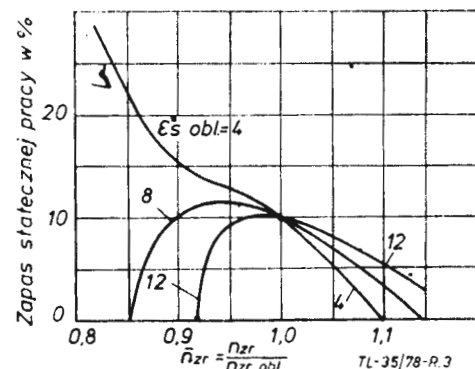
²⁾ Również w czasie szybkiego zwiększania prędkości obrotowej silnika (przyp. redakcji).

do 115% w stosunku do wartości obliczeniowej. Taka zmiana n_{zr} może być dostateczna do spowodowania niestatecznej pracy nieregulowanej, osiowej sprężarki.

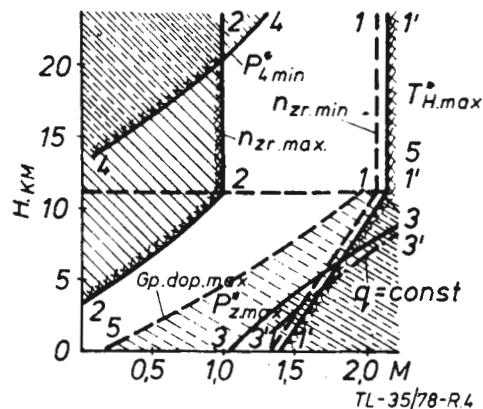
W celu niedopuszczenia do niestatecznej pracy silników i do przekroczenia maksymalnych naprężeń w zespołach, zapewnienia właściwej pracy dopalacza itp. konieczne jest wprowadzenie



Rys. 2. Przykład stref oderwania strug powietrza wirujących wraz z wirnikiem sprężarki



Rys. 3. Zależność zapasu statecznej pracy silnika turbinowego z nieregulowaną osiową sprężarką od n_{zr} dla różnych sprężeń obliczeniowych $\epsilon_{s obl}^*$



Rys. 4. Obszary możliwych ograniczeń zakresów pracy silników turbinowych: linia 1' — 1' — ograniczenie ze względu na $T_{H,max}$; linia 1 — 1 — ograniczenie ze względu na zapas statecznej pracy sprężarki, na linii 1 — 1 $n_{zr} = n_{zr min}$; linia 2 — 2 — ograniczenie ze względu na $n_{zr} = n_{zr max}$; linia 3 — 3 — początek ograniczeń ze względu na wytrzymałość, uwarunkowanych ciśnieniem powietrza za sprężarką $P_2 = P_{2 max}$; linia 3' — 3' — ograniczenie ze względu na napór dynamiczny $q_{max} = \frac{\rho}{2} P_H M_H^2$; linia 4 — 4 — ograniczenie możliwości wykorzystania dopalacza ze względu na minimalne ciśnienie gazów za turbiną $P_{4 min}$; linia 5 — 5 — ograniczenie ze względu na maksymalny wydatek pompy paliwowej dopalacza

zenie ograniczeń zakresów pracy silnika. Rysunek 3 przedstawia przykładowe obszary możliwych ograniczeń zakresów pracy silników turbinowych. Na rysunku tym stateczną pracę sprężarki przedstawia obszar między $n_{zr \max}$ a $n_{zr \min}$ czyli między linią 2 — 2 a linią 1 — 1. Pozostałe linie przedstawiają ograniczenia innych parametrów. Obszary ograniczeń są zakresowane.

Przekroczenie dopuszczalnej wartości $n_{zr \max}$ (wejście w obszar z lewej strony linii 2 — 2, rys. 1) jest możliwe w rezultacie niekorzystnego nałożenia się na siebie w określonych warunkach takich czynników jak: temperatura otaczającego powietrza, warunków lotu i warunków pracy silnika. Dla przykładu można podać, że dużym wartościom n_{zr} sprzyja lot w warunkach zimowych na dużych wysokościach, z małą prędkością postępowania i dużą prędkością obrotową silnika (wznośzenie z małą prędkością lotu). W tych warunkach w większości silników obserwuje się zmniejszenie zapasu statecznej pracy sprężarki. Jeżeli jednocześnie na pracę silnika będą oddziaływały inne czynniki (np. nierównomierność i niestateczność strumienia we wlocie)³⁾ lub np. układ ograniczający $n_{zr \max}$ będzie działał niewłaściwie, wtedy może nastąpić oderwanie strug powietrza od łopatek ostatnich stopni sprężarki. Zjawisko to rozprzestrzenia się prawie natychmiast na całą sprężarkę — powstaje tzw. wirujący obszar oderwania strug, który obraca się wolniej niż wirnik, ale zgodnie z kierunkiem jego prędkości obrotowej (rys. 2).

Oderwanie strug powietrza od łopatek sprężarki występujące najpierw na ostatnich stopniach sprężarki w wyniku przekroczenia górnej granicy zredukowanej prędkości obrotowej ($n_{zr \max}$), nazywane jest krótko „górnym oderwaniem”. Oderwanie strug powietrza od łopatek sprężarki występujące najpierw na pierwszych stopniach sprężarki w wyniku spadku zredukowanej prędkości obrotowej wirnika poniżej dolnej granicy (poniżej $n_{zr \min}$), nazywane jest krótko „dolnym oderwaniem”.

Zmniejszenie wartości n_{zr} poniżej wartości dopuszczalnej jest możliwe w następstwie znacznego zwiększenia T_H (patrz wzór 1) przed wlotem samolotu, co odpowiada dużym prędkościom lotu na małych wysokościach w warunkach wysokich T_H^* (w pobliżu linii ograniczającej 1 — 1, rys. 4). Tutaj także obserwuje się znaczne zmniejszenie współczynnika zapasu statecznej pracy. Jeżeli dodatkowo jeszcze w takich warunkach będzie miała miejsce nieprawidłowa regulacja sprężarki lub niewłaściwa praca automatyki silnika, wtedy może wystąpić niestateczna praca sprężarki ze względu na pojawienie się wirującego oderwania strug od łopatek na pierwszych stopniach sprężarki. W odróżnieniu od oderwania strug na ostatnich stopniach sprężarki, oderwanie strug na pierwszych stopniach nie rozprzestrzenia się na całą sprężarkę. Jak wiadomo z teorii sprężarek, początkowo przy nieznacznym zmniej-

szczeniu się n_{zr} może powstać wirujący obszar oderwania strug na pierwszych stopniach w pobliżu granicy niestatecznej pracy, ale jeszcze w obszarze zakresów statecznych (oderwanie bez niestatecznej pracy). Taki przypadek jest niebezpieczny, ponieważ jest niezauważalny przez pilota, a długotrwała praca w tym zakresie może doprowadzić do urywania się łopatek poszczególnych stopni sprężarki wskutek zwiększonych drgań. Przy dalszym zmniejszaniu n_{zr} i w tym przypadku także oderwanie strug rozprzestrzenia się na całą sprężarkę.

Nierównomierność i niestateczność strug we wlocie sprężarki doprowadzają w obszarze jej charakterystyk do przesunięcia się w prawo granicy statecznych zakresów pracy i do zbliżenia tej granicy do linii roboczej, co powoduje znaczne zmniejszenie zapasu statecznej pracy sprężarki. Należy przy tym uwzględnić także to, że silnie rozwiniętej nierównomierności strumienia towarzyszy zazwyczaj niestateczność przepływu powietrza we wlocie silnika. Takie złożone oddziaływanie nierównomierności i niestateczności przepływu, które obserwuje się w czasie lotu samolotu na dużych kątach natarcia przy energicznym manewrowaniu lub w czasie lotu w strugach samolotu lecącego z przodu powoduje zmniejszenie zapasu statecznej pracy i może być przyczyną pojawienia się tak „górnego” jak i „dolnego” oderwania strug, w zależności od tego w jakim obszarze charakterystyk pracuje sprężarka. Lot w omawianych wyżej warunkach wymaga od pilota zwiększonej uwagi oraz ścisłego przestrzegania instrukcji w zakresie dopuszczalnych prędkości i wysokości lotu oraz przeciążeń. Jeżeli jednak podczas lotu wystąpiła niestateczna praca, należy natychmiast przystąpić do jej zlikwidowania i przywrócenia normalnej pracy silnika.

Niezależnie od tego czy oderwanie strug nastąpiło najpierw na pierwszych czy na ostatnich stopniach sprężarki, to jednak dalsze rozprzestrzenienie się oderwania na całą sprężarkę tworzy zazwyczaj jedną silną strefę oderwania. Ta strefa oderwania zajmuje około połowy obwodu każdego stopnia i obraca się z prędkością obrotową rzędu 15—30% prędkości obrotowej wirnika silnika. Przez tę strefę powietrze nie tylko nie przepływa do komory spalania, ale nawet odwrotnie, jest wyrzucane z niej do wlotu sprężarki. W rezultacie tego wskutek nadmiernego wzbogacenia mieszanki w komorze spalania gaśnie płomień wokół tych wtryskiwaczy, które położone są za strefą oderwania (na linii oderwania). Obracająca się (przemieszczająca się) w stosunku do komory spalania strefa oderwania gasi po kolei płomień wokół wtryskiwaczy, podczas gdy po jej przejściu wokół pewnej liczby wtryskiwaczy wytwarzają się ponownie warunki statecznego spalania. W tych przypadkach, gdy płomień w kierunku obwodowym komory rozprzestrzenia się szybko i „nadaża” przemieszczać się za strefą oderwania, spalanie nie zostanie przerwane. Jednak wskutek spadku wydatku powietrza przez strefę oderwania strug obserwuje się gwałtowny wzrost temperatury gazów z jednoczesnym wyrzucaniem płomienia za turbiną oraz spadek prędkości

obrotowej spowodowany zakłóceniem bilansu pracy sprężarki i turbiny (zmniesza się współczynnik sprawności sprężarki i dlatego zwiększa się praca konieczna do jej napędu).

„Górne oderwanie”, które daje się zauważyć jako efekt dźwiękowy silnej pojedynczej „detonacji”, w wielu przypadkach nie powoduje od razu niestatecznej pracy sprężarki. Niestateczna praca sprężarki charakteryzuje się drganiami (wahaniem) ciśnienia i wydatkiem gazu o małej częstotliwości w całym kanale silnika wskutek kolejnych oderwań strug i przywracania normalnego przepływu w sprężarce. Dlatego też oprócz wcześniej pojawiających się objawów wzrostu temperatury gazów przed turbiną i zmniejszenia prędkości obrotowej, niestatecznej pracy towarzyszą okresowo powtarzające się „detonacje”. Ten charakterystyczny efekt dźwiękowy jest wynikiem tego, że podczas każdego oderwania strug w sprężarce następuje przedarcie się przez strefę oderwania mas powietrza o wysokim ciśnieniu zaa sprężarki do wlotu silnika.

„Dolne oderwanie” strug w sprężarce, które najpierw obejmuje pierwsze stopnie sprężarki, może objawiać się jako pojedyncza „detonacja” (oderwanie strug bez niestatecznej pracy) lub w postaci wielu detonacji, lecz znacznie mniej intensywnych niż przy „górnym oderwaniu”.

W warunkach lotów na dużych wysokościach w niektórych typach komór spalania, np. w komorach rurowo-pierścieniowych, prędkość przerzutu płomienia z jednej rury żarowej do drugiej może być mniejsza od prędkości wirowania strefy oderwania strug w sprężarce. W takim przypadku, w ciągu setnych części sekundy po pierwszej „detonacji” płomień zostaje wygaszony we wszystkich rurach żarowych — następuje samoczynne wyłączenie silnika.

Wygaszenie płomienia w rurach żarowych powoduje nagłe zmniejszenie oporów przepływu za sprężarką, w rezultacie czego zostaje przywrócony normalny przepływ powietrza przez sprężarkę. Dalszą czynnością pilota w takim przypadku jest uruchomienie silnika podczas lotu.

LITERATURA

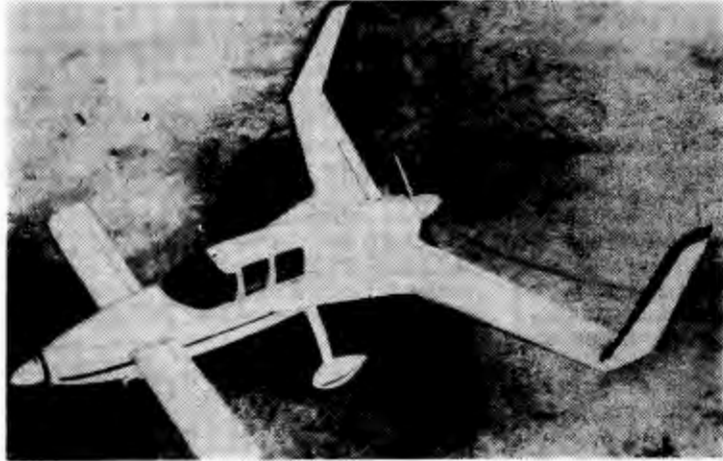
1. M. A. ALABIN I INNI: Zapusk awiacyjnych gazoturbinnych dwigatielej. Maszynostrojenie. Moskwa 1968 r.
2. N. W. CHOŁSZCZEWNIKOW: Teoria i rascziet awiacyjnych łopatocznych maszin. Maszynostrojenie. Moskwa 1970 r.
3. A. L. KLIACZKIN: Teoria wozdusznorreaktywnych dwigatielej. Maszynostrojenie. Moskwa 1969 r.
4. J. BORGON, M. MOKRZYSCZAK: Szczególne przypadki podczas lotu samolotów z silnikami turbinowymi. PWL i WOPK nr 6, Warszawa 1977 r.
5. JU. N. NIECZAJEW I INNI: Teoria awiacyjnych dwigatielej. Moskwa 1972 r.

³⁾ Na dużych wysokościach lotu zapas statecznej pracy może być zmniejszony również wskutek spadku liczby Reynoldsa (przyj. redakcji).

Rutan Model 40 • USA •

Doświadczalny samolot turystyczny o układzie kaczki

Burt Rutan, twórca jednosilnikowego dwumiejscowego laminatowego samolotu „kaczki” VariEze, zbudował ostatnio 4/6-miejscowy samolot podobnego typu, lecz z dwoma silnikami w układzie tandem. Samolot ten, nazwany Model 40, ma początkowo służyć jako samolot doświadczalny przeznaczony do dokładnego przebadania



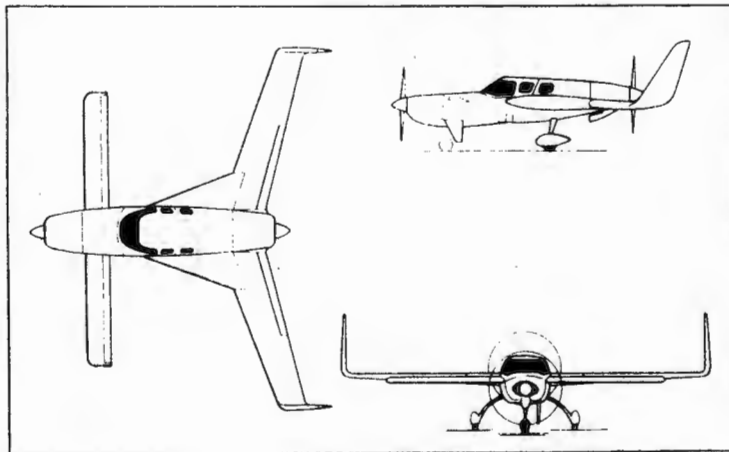
nowej koncepcji szybkich i ekonomicznych samolotów turystycznych o ok. 20% lepszych osiągach, mniejszej masie i wymagających w produkcji o ok. 25% mniej roboczogodzin niż samoloty współczesne.

Do zalet zabudowy silników w układzie tandem należą lepsze własności w locie z jednym silnikiem nie pracującym oraz mniejszy opór w porównaniu z dwoma silnikami zabudowanymi na skrzydłach i większa sprawność śmigła pchającego. Natomiast układ kaczki jest korzystny ze względu na większy stosunek wy-

poru do oporu, ponieważ zamocowane z przodu usterzenie wysokości bierze udział w wytwarzaniu siły nośnej.

Napęd stanowią dwa silniki Avco Lycoming 0-320 o mocy 118 kW. Obecnie samolot jest wyposażony w stałe śmigła, w przyszłości będą one zastąpione śmigłami przestawialnymi.

W przypadku zadowalających wyników prób samolotu będą czynione starania — odwrotnie niż w przypadku samolotu VariEze — o uzyskanie certyfikatu, co umożliwiłoby produkcję samolotu.



Dane techniczne: rozpiętość 8,78 m; długość 6,60 m; wysokość 2,67 m; powierzchnia płata 11,80 m²; masa własna do lotów IFR 692 kg; masa użyteczna 624 kg; maksymalna masa paliwa 379 kg; masa startowa 1315 kg; prędkość przelotowa 372 km/h na 75% mocy i 335 km/h na 55% mocy; wznoszenie 8,13 m/s; wznoszenie na jednym pracującym silniku 1,83 m/s; prędkość przeciągnięcia w konfiguracji do lądowania 113 km/h; zasięg na 75% mocy, z 4 osobami, 36 kg bagażu i maksymalnym zapasem paliwa 1935 km.

W.K.

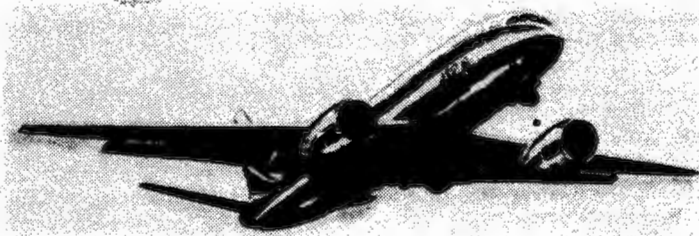
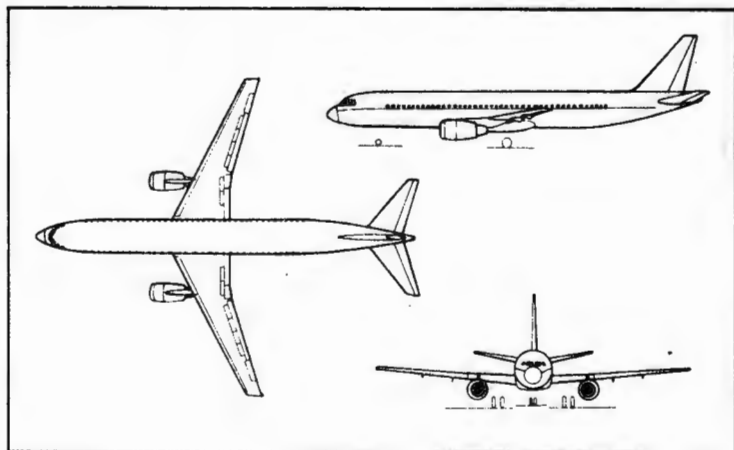
PROJEKTY

ECAS JET 2 • W. Brytania — RFN — Francja •

Dwusilnikowy samolot pasażerski na krótkie i średnie trasy

Grupa projektowa ECAS (European Civil Aircraft Study), założona przez firmy British Aerospace, MBB, VFW-Fokker i Aerospatiale z siedzibą w Weybridge, opracowała dwa projekty samolotów pasażerskich na krótkie i średnie trasy, JET1 i JET2. Podstawowym typem jest JET2, który został zaprojektowany przy założeniu minimalnych kosztów eksploatacyjnych przypadających na pasażerokilometr. JET1 — zaprojektowany przy założeniu minimalnych kosztów przypadających na kilometr lotu — różni się od typu podstawowego skróconym o ok. 4 m kadłubem. Oba samoloty mają być napędzane dwoma silnikami General Electric/SNECMA CFM56. Producentem samolotów byłoby międzynarodowe przedsiębiorstwo Airbus Industrie, wytwarzające obecnie samoloty A300B, a w przyszłości — A310.

Samolot JET2 ma przewozić 163 pasażerów na trasach o długości do 3340 km przy masie startowej 71 000 kg. Skrzydła samolotu mają stosunkowo gruby profil, co zapewnia dużą pojemność zbiorników paliwowych, pozwala na zwiększenie wysokości przelotowej, dzięki korzystniejszej charakterystyce flatterowej, i poprawia własności startu i lądowania, przyczyniając się w ten sposób do zmniejszenia intensywności oddziaływania hałasu na okolicę lotniska. Ciąg silników CFM56 będzie początkowo wynosił 10 690 daN, a w połowie lat osiemdziesiątych będzie zwiększony do 12 230 daN. Cyfrowy system sterowania samolotem z automatyczną regulacją ciągu umożliwia lądowanie według kategorii 2, a na życzenie — według



kategorii 3 ICAO. W budowie płatowca mają być szeroko stosowane tworzywa zbrojone.

Przewiduje się, że dostawy seryjnych samolotów JET2 rozpoczęłyby się po upływie niecałych pięciu lat od chwili podjęcia decyzji o budowie samolotu.

Dane techniczne: rozpiętość 34,02 m; długość całkowita 40,79 m; wysokość całkowita 12,50 m; powierzchnia płata 128,60 m²; masa własna z wyposażeniem 40 777 kg; maksymalna masa paliwa 20 900 kg; maksymalna masa startowa

71 000 kg; maksymalna masa do lądowania 64 250 kg; liczba Ma lotu 0,84.

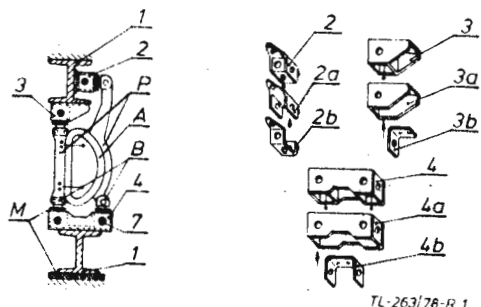
W związku z nie ustalonymi jeszcze ostatecznie wymaganiami użytkowników bierze się pod uwagę możliwość wprowadzenia do projektu poważnych zmian — mówi się m.in. o wersji z wydłużonym kadłubem na 188 miejsc pasażerskich i zwiększonym zapasem paliwa, co pociągnęłoby za sobą konieczność zastosowania silników o większym ciągu, np. CF6-32 lub RB211-535.

W.K.

POLSKIE PATENTY LOTNICZE

Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Mielec zgłosiła w Urzędzie Patentowym PRL do opatentowania następujące wynalazki*).

● **Sposób budowy przyrządów montażowych oraz gniazda mocowania baz i zestalaczy, nadający się zwłaszcza dla średnich i małych zespołów lotniczych.** Sposób (opracowany przez Z. Mizere) polega na tym, że na ramie nośnej 1 przyrządu wykonanej

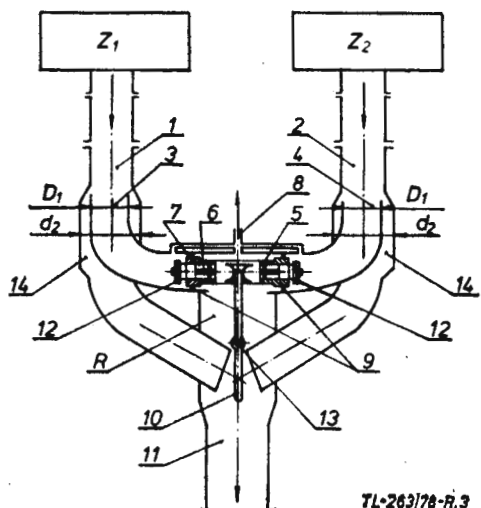


TL-263/78-R.1

z profili wałcowanych, obejmujących gabaryty przestrzenne zespołu montowanego A, osadza się gniazda 2, 3 i 4 mocujące bazy i ustalacze przyrządów kontrolnych P, a następnie zalewa się masą twardniejącą M przez otwory 7 do całkowitego wypełnienia gniazda. Gniazda mocowane baz i zestalaczy stanowią elementy proste 2a i 2b, 3a i 3b oraz 4a i 4b wykonane metodą tłoczenia blach i mają otwory zalewowe 7.

(Podklasa B 64 D, nr P. 197389T).

● **Samoczynny regulator równomierności przepływu.** Regulator, do zastosowania w lotniczych instalacjach paliwowych (wg projektu A. Rogaczewskiego i J. Stępnia)



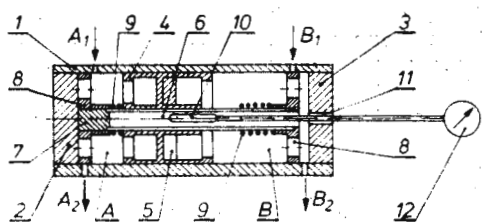
TL-263/78-R.3

* Zgłoszenia opublikowano w nr 4 Biuletynu Urzędu Patentowego — 1978 r.

ma w swoim korpusie R tłoczek 5 z rdzeniem 6 sterującym klapką 10 regulującą wydatki, a czynnikiem sterującym jest przepływająca ciecz. Rdzeń 6 zakończony jest denkami 12 utrzymywanymi w pozycji otwartej sprężynami 7. Koniec klapki 10 zamocowanej w przewodzie wylotowym 11, w osi obrotu 13, osadzony jest ślizgowo w środku rdzenia 6.

(Podklasa GO5D, nr P. 197388T)

● **Urządzenie do dzielenia lub łączenia przepływającego medium.** Urządzenie (którego twórcami są A. Huber, E. Margański i J. Treła), znajdujące zastosowanie zwłaszcza w instalacjach hydraulicznych, ma w korpusie 1 zabudowane z dwóch stron denka z materiału magnetycznego, a we-

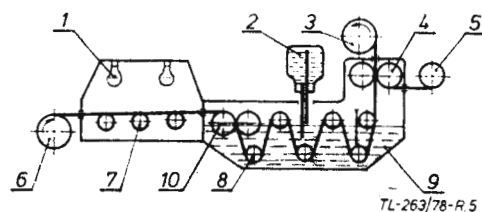


TL-263/78-R.4

wnętrzu stawidło w postaci rurki 7 zakończonej tarczami 8 z otworami, na której przesuwają się suwliwie tłoczki pomiarowe 4 z zamocowanym magnesem 5. Charakteryzuje się tym, że korpus urządzenia przedzielony jest tłoczkiem 4 na dwie komory A i B, przy czym w środku tulei 7 zamocowany jest kontraktron 10, sprzężony z licznikiem.

(Podklasa F15B nr P. 197390T).

● **Sposób przesycania tkaniny tkaniny szklanej żywicą.** Sposób ten (opracowany przez S. Pietkiewicza, J. Kapuścińskiego i J. Gruin) polega na tym, że tkaninę impregnowaną poddaje się procesowi wysusze-



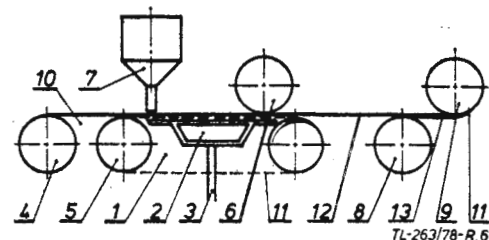
TL-263/78-R.5

nia i wygrzania do temperatury ~100°C w komorze ciepłej z promiennikami podczerwieni 4. Następnie tkaninę przemieszcza się w wannie 9 z żywicą przez wiele walców 8 impregnująco-wyżymających, usytuowanych pod i nad lustrem żywicy.

(Podklasa B 29 D, nr P. 197123T).

● **Urządzenie do przesycania tkaniny szklanej żywicą** (zaprojektowane przez zespół wymieniony w poprzedniej pozycji).

Ma ono transporter 1 oraz siatkę poliamidową 11, pod którą znajduje się komora próżniowa 2 z przewodem odciągowym 3

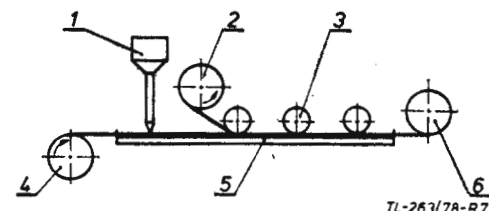


TL-263/78-R.6

do przesycania tkaniny 10, odwijanej z walcu i nasączonej dozownikiem 7 znajdującym się nad komorą próżniową.

(Podklasa B 29 D, nr P. 197122T).

● **Urządzenie do przesycania żywicą tkaniny szklanej w postaci taśmy lub sznura** (twórca — S. Pietkiewicz). Składa się ze stołu 5 (z regulowanym wgłębieniem na

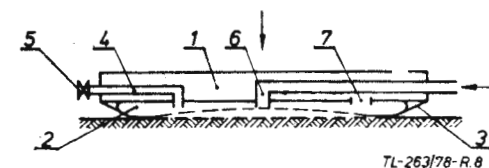


TL-263/78-R.7

szerokość taśmy), z umieszczonego nad nim urządzenia dozującego żywicę 1 oraz przynajmniej trzech walców impregnująco-homogenizujących o stopniowo wzrastającym nacisku na taśmę.

(Podklasa B 32 B, nr P. 197063T).

● **Centrum Techniki i Wytwarzania Przemysłu Okrętowego Promor** zgłosiło do opatentowania rozwiązanie bezkrytynowej powietrznej poduszki nośnej do transportu i ustawiania ciężkich przedmiotów. Ten



TL-263/78-R.8

ciekawy wynalazek (W. Sokółowski z Gdańska) składa się z nośnej platformy 1, elastycznej przepuszczającej powietrze powłoki 3 oraz elastycznego szczelnego worka 2 luźno umieszczonego pomiędzy platformą 1 a powłoką 3. (Zgłoszenie patentowe z pięcioma zastrzeżeniami opublikowano w BUP nr 25/1977 r., w podklasie B63 B, pod nr P. 189288).

Samolot myśliwski Jak-23

PIOTR BARTOSZEWSKI

Przedstawiono dzieje rozwoju odrzutowego samolotu myśliwskiego Jak-23, jego wersje, przebieg użycia w lotnictwie polskim w latach 1951—1955 oraz jego opis techniczny.

Rozwój konstrukcji

W roku 1947 biuro konstrukcyjne kierowane przez inż. Aleksandra Sergejewicza Jakowlewa opracowało cztery projekty samolotów myśliwskich o napędzie odrzutowym. Samoloty te nosiły następujące oznaczenia: Jak-19, -21, -23 i -25¹⁾.

Jak-19 i -25 napędzane były silnikami turboodrzutowymi, których wyloty dysz silnikowych znajdowały się w końcu kadłuba, a nie jak w pierwszych odrzutowych samolotach Jakowlewa Jak-15 i Jak-17 pod kabiną pilota. Jak-19 został pokazany po raz pierwszy w czasie pokazów lotniczych w Tuszynie 3 sierpnia 1947 roku. Nieco wcześniej, w czasie lotów próbnych, pilot doświadczalny S. N. Anochin osiągnął na tym samolocie prędkość 904 km/h na wysokości 5 tys. m.

Samolot myśliwski Jak-23 stanowił dalsze rozwinięcie koncepcji samolotów Jak-15 i -17. Różnił się on od nich nieco innym kształtem, całkowicie metalową konstrukcją kadłuba, laminarnym profilem skrzydła, rodzajem użytego silnika oraz bogatszym wyposażeniem i silniejszym uzbrojeniem. Układ płatowca pozostał taki sam, jak w dwóch poprzednich konstrukcjach.

Pierwsze loty prototypu zostały przeprowadzone w czerwcu 1947 r. Wykonał je jeden z najbardziej doświadczonych pilotów-oblatywaczy O. K. B. Jakowlewa, Michaił Iwanow.

Na początku 1948 r. próby samolotu przeprowadzone były w Instytucie Naukowo-Badawczym Sił Powietrznych ZSRR, gdzie poddany był, wraz z Jak-19 i -25, ocenie komisji państwowej. Jako najlepszy z tej trójki, po otrzymaniu po-

zytywnej oceny komisji, został skierowany do produkcji seryjnej. Na uzbrojenie lotnictwa ZSRR samolot został wprowadzony w roku 1949. W tym samym roku Związek Radziecki przekazał dwanaście sztuk samolotów Jak-23 lotnictwu Czechosłowacji m.in. w celu przygotowania przemysłu CSRS do podjęcia w przyszłości produkcji licencyjnej tego samolotu, do czego jednak nie doszło.

Począwszy od roku 1950 samolot był wprowadzany na wyposażenie lotnictwa wojskowego Albanii, Czechosłowacji, Bułgarii, Polski, Rumunii i Węgier.

Równoległe z wersją jednomiejscową opracowana została dwumiejscowa wersja szkolna nosząca oznaczenie UTI Jak-23. Ponieważ okazało się jednak, że przeszkolenie na nowy myśliwiec może być prowadzone za pomocą samolotu Jak-17 UTI, produkcji UTI Jak-23 zaniechano po wyprodukowaniu niewielkiej serii w roku 1949. Seryjna produkcja wersji jednomiejscowej prowadzona była w Związku Radzieckim do końca 1950 r. Zbudowano 310 samolotów Jak-23. W Rumunii, gdzie samolot używany był dłużej niż w innych krajach socjalistycznych, opracowano w roku 1956 jego szkolną wersję dwumiejscową. Oprócz znacznych różnic w wyglądzie zewnętrznym samolot ten miał też inny układ kolejności kabin instruktor — uczeń niż w UTI Jak-23. Ta opracowana w Rumunii wersja otrzymała oznaczenie Jak-23 DC. W Czechosłowacji Jak-23 nosił oznaczenie S-101.

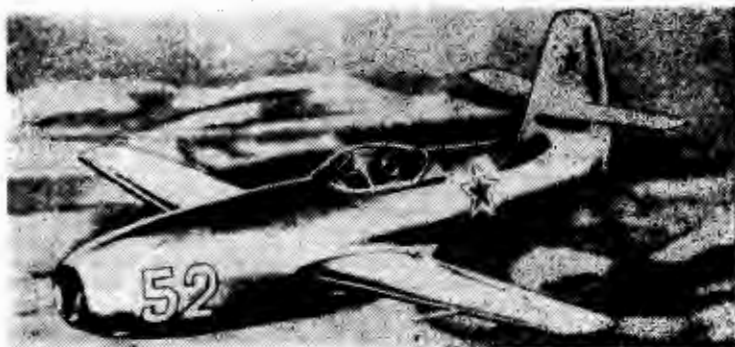
Jak-23 należał do najłżejszych myśliwskich samolotów świata. Był też bardzo zwrotny i stosunkowo prosty w pilotażu, a dzięki znacznemu nadmiarowi mocy charakteryzował się dużą prędkością wznoszenia. Cieszył się bardzo dobrą opinią pilotów. Brak kabiny ciśnieniowej sprawiał, że samolot ten raczej nadawał się do działań na mniejszych wysokościach.

Jako samolot myśliwski Jak-23, poza Rumunią i Bułgarią, był używany w ZSRR oraz pozostałych państwach do połowy lat pięćdziesiątych, kiedy to został zastąpiony przez samoloty MiG-15. W nomenklaturze NATO samolot Jak-23 otrzymał oznaczenia Flora.

Jak-23 w lotnictwie polskim

Samoloty Jak-23 pojawiły się w naszym lotnictwie wojskowym wiosną 1951 r. Jak-23 był drugim odrzutowcem w Polsce po Jak-17, lecz pierwszym bojowym samolotem odrzutowym, który wszedł w skład uzbrojenia naszego lotnictwa.

W początkowym okresie samoloty te dostarczane były na polskie lotniska wojskowe drogą lądową w specjalnych skrzyniach-kontenerach. Kontenery te mieściły w sobie cały samolot w stanie zdemontowanym oraz dodatkowe skrzynie z narzędziami montażowymi i częściami zamiennymi. Samolot przygotowany do takiego transportu stanowił zestaw następujący: przednia część kadłuba, kadłub wraz z silnikiem i usterzeniem kierunku, skrzydła jako jedna całość oraz prawe i lewe usterzenie wysokości. Mon-



Rys. 1. Prototyp samolotu Jak-23



Rys. 2. Prototyp samolotu Jak-23 nr 3



Rys. 3. Jak-23 w polskim lotnictwie z numerem malowanym na żółto (foto: P. Stoma)

¹⁾ Oznaczenie Jak-25 otrzymał też zbudowany w 1952 roku inny, dwusilnikowy samolot odrzutowy konstrukcji Jakowlewa.



Rys. 4. Znajdujący się w Muzeum Wojska Polskiego w Warszawie Jak-23 z dodatkowymi zbiornikami na końcach skrzydeł (foto: A. Glass)

taż samolotu przeprowadzały ekipy techniczne radzieckich wojsk lotniczych, które równocześnie przeprowadziły szkolenie polskiej obsługi naziemnej. Obloty gotowych samolotów przeprowadzali instruktorzy radzieccy oddelegowani do przeszkolenia naszych pilotów w ich macierzystych jednostkach.

Pierwszą jednostką lotnictwa polskiego, która otrzymała te samoloty był 1 Pułk Lotnictwa Myśliwskiego „Warszawa”. Natomiast pierwszymi pilotami przeszkolonymi na te samoloty byli: kpt. Więcek, kpt. Bajczyk, kpt. Gaszyn, kpt. Krepki, kpt. Pniewski, kpt. Tanana, ppor. Iwoń i ppor. Smolnik, a następnie ppor. A. Dobrzeński, ppor. Płoszczański, ppor. Hermaszewski²⁾ i inni.

Początkowo piloci wyznaczeni do przeszkolenia na te samoloty przebywali przez pewien okres w jednostkach radzieckich, gdzie odbywali szkolenie teoretyczne oraz wykonywali po kilka lotów z instruktorem na samolotach Jak-17 UTI. Ich celem było zaznajomienie szkolonych z techniką wykonywania lotów na samolocie odrzutowym. Następnie, po powrocie do jednostek macierzystych i po tygodniowym przygotowaniu oraz złożeniu odpowiednich egzaminów byli przeszkoleni na samolot Jak-23.

Później do przeszkolenia na ten samolot zaczęto używać, wprowadzone i w naszym lotnictwie, samoloty Jak-17 UTI i MiG-15 UTI.

Służbę w jednostkach liniowych ludowego Lotnictwa Polskiego Jak-23 pełnił do roku 1955, w którym to roku został całkowicie zastąpiony przez samoloty MiG-15.

Jeden z samolotów Jak-23 został przekazany Instytutowi Lotnictwa w Warszawie. Na samolocie tym, noszącym cywilne znaki rejestracyjne SP-GLK, pilot doświadczalny Instytutu, inż. Andrzej Ablamowicz, w dniu 21.11.1957 r. ustanowił dwa rekordy międzynarodowe: czas wznoszenia na 3 tys. metrów równy 119 s i czas wznoszenia na 6 tys. metrów równy 197 s. Te dwa rekordy świadczą o wysokich osiągnięciach samolotu, bowiem w okresie, w którym zostały ustanowione był on już praktycznie sprzętem przestarzałym. Ten rekordowy egzemplarz był najdłużej używanym w Polsce Jakiem-23; został on zniszczony ok. 1963 r. w hangarze przez nieumyślne złożenie podwozia.

Po wycofaniu z jednostek wojskowych kilkanaście egzemplarzy samolotów Jak-23 przekazane zostało szkołom oraz aeroklubom, m.in. dwa znajdują się przy wjeździe na teren lotniska Aeroklubu Lubelskiego, jako elementy dekoracyjne. Egzemplarze tych samolotów znalazły się też

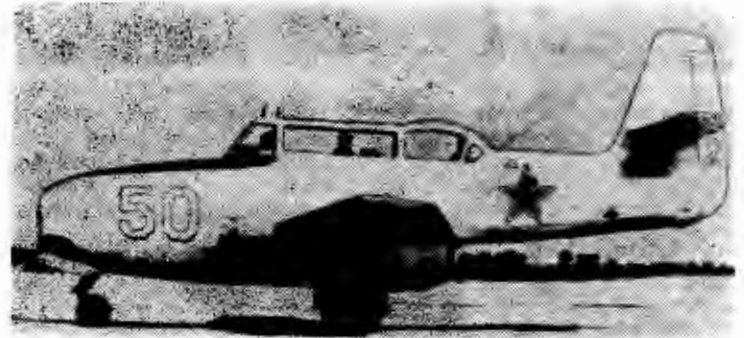


Rys. 5. Jak-23 SP-GLK używany w Instytucie Lotnictwa

²⁾ Obecnie generał, brat pierwszego polskiego kosmonauty.



Rys. 6. S-101 (Jak-23) lotnictwa czechosłowackiego



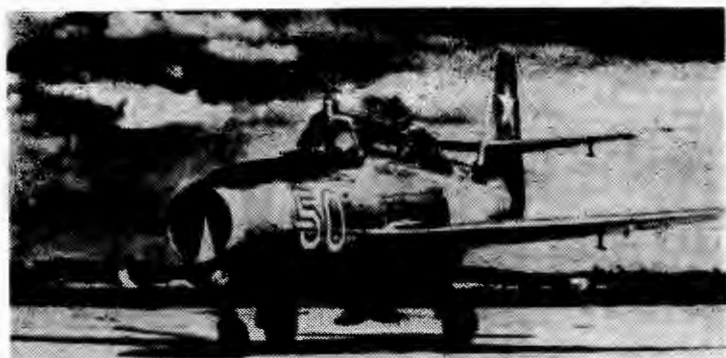
Rys. 7. Prototyp nr 2 dwumiejscowej radzieckiej wersji samolotu UTI Jak-23

w zbiorach Muzeum Wojska Polskiego w Warszawie i Muzeum Lotnictwa w Krakowie.

Opis konstrukcji

Samolot Jak-23 był lekkim samolotem myśliwskim przystosowanym do operowania na niskim i średnim pułapie. **Kadłub konstrukcji półskorupowej** wzmacniany wręgami i podłużnicami. Pokrycie wykonane było z blachy duralowej o grubości (0,8÷2,5 mm). W miejscach wylotu luf działek kadłubowych oraz na spodniej, tylnej części kadłuba umieszczone były nakładki z blachy żaroodpornej. Celem ich było zabezpieczenie odpowiednich partii kadłuba przed niszczącym działaniem gazów prochowych i gorącego strumienia gazów z silnika. W celu łatwiejszego dostępu do komór spalania silnika, a także znajdującego się tam osprzętu silnikowego, cała przednia część kadłuba pomiędzy wręgami 1 i 4 była odcinana. Część ta mieściła w sobie między innymi centralny wlot powietrza do silnika przedzielony oprofilowaną przegrodą, w której znajdował się reflektor do lądowania, a nad nim fotokarabin S-13 z akumulatorem. Od spodu w przegrodzie znajdowała się komora podwozia przedniego. Na zewnątrz, w dolnej partii, znajdowały się wyloty luf działek. Silna, skośna wręga nr 4 służyła do mocowania silnika, którego wylot dyszy znajdował się pod kabiną pilota. Pomiedzy wręgami 10 i 14 mieściła się kabina pilota osłonięta od zewnątrz wiatrochronem ze szkła pancernego i odsuwaną do tyłu osłoną ze szkła organicznego. Wewnątrz kabiny umieszczony był zestaw przyrządów pilotażowo-nawigacyjnych, wśród których znajdował się, po raz pierwszy zabudowany na seryjnych samolotach, celownik półautomatyczny. Celownik tego typu znacznie ułatwiał pilotowi prowadzenie ognia tak do celów stacjonarnych jak i ruchomych. Drugą nowością w tym samolocie był bardzo lekki fotel wyrzucany — zastosowany tu po raz pierwszy w seryjnych samolotach radzieckich. Za kabiną pilota znajdował się przedział wyposażenia radiowego oraz zbiorniki paliwa. Zakończenie kadłuba stanowił statecznik pionowy wykonany w całości z kadłubem.

Skrzydła proste o obrysie trapezowym miały dodatni wznios wynoszący 3,5°. Profil laminarny. Płat podzielony dwudźwigarowy z pokryciem usztywnionym trzema podłużnicami i żebrami. Grubość pokrycia płyta 1÷2,5 mm. Okucie mocowania płyta do kadłuba stanowiło podłogę kabiny pilota. Na skrzydłach lotki i kłapy; te ostatnie miały możliwość wychylenia się ku dołowi o 25° i 60°. Na końcach skrzydeł znajdowały się zaczepy, do których można było podwieszać dodatkowe zbiorniki paliwa lub bomby. Od spodu, do żebra nr 3, zamocowane było podwozie głów-



Rys. 8. Prototyp dwumiejscowego UTI Jak-23

ne chowane w skrzydła i luki znajdujące się po bokach dyszy wylotowej silnika.

Usterzenie poziome klasyczne z podziałem na statecznik poziomy i ster wysokości. Konstrukcja statecznika dwudźwigarowa z pracującym pokryciem. Usterzenie zamocowane było do statecznika pionowego w 1/3 jego wysokości za pomocą dwóch okuć. Ster wysokości dwudzielny z kłapkami wyważającymi na każdej z połówek. Ster wysokości wychylał się o kąt 33° w górę i 25° w dół. Ster kierunku wychylał się po 30° w każdą stronę. Napędy steru wysokości i lotek sztywne (popychacze), steru kierunku mieszane (popychacze, linki).

Podwozie chowane, trójkołowe z kołem przednim. Podwozie główne chowane w kierunku do kadłuba, przednie — w kierunku lotu. Amortyzacja podwozia olejowo-powietrzna o podwójnym systemie odboju. Koła podwozia głównego miały wymiary 570×1400 mm, podwozia przedniego 400×1500 mm. Rozstaw kół podwozia głównego — 2100 mm; odległość między podwoziem głównym a przednim — 2697 mm.

Napęd samolotu stanowił silnik turbodrzutowy RD-500 z dwustopniową, odśrodkową sprężarką. Silnik ten, jak podaje w swojej książce Sowietskije samoloty A. S. Jakowlew, był radziecką wersją angielskiego silnika Rolls-Royce Derwent-5. Podstawowe dane silnika RD-500 przedstawiały się następująco: średnica — 1090 mm, długość — 2060 mm, masa suchego silnika — 581 kg, ciąg statyczny maksymalny — 15,9 kN, obroty turbiny — 24,5 obr/s.

Paliwo do silnika znajdowało się w pięciu zbiornikach kadłubowych o łącznej pojemności 910 litrów i dwóch zbiornikach dodatkowych po 190 litrów każdy.

Uzbrojenie składało się z dwóch działek Nudelman-Suranow NS-23 lub Nudelman-Richter NR-23, o kalibrze 23 mm, umieszczonych w przedniej części kadłuba. Zapas amunicji wynosił 2×90 naboju. Samolot mógł też w miejsce zbiorników dodatkowych brać dwie bomby po 60 kg. Jak-23 wyposażony został też w urządzenie rozpoznawcze „swój-obcy”.

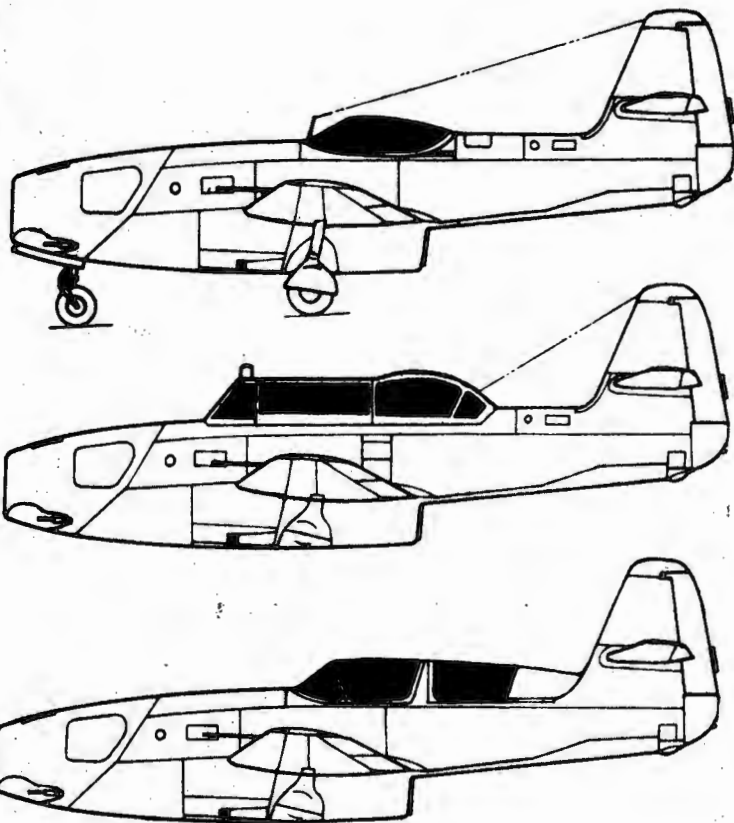
DANE TECHNICZNE

Długość	8,16 m
Wysokość	3,31 m
Rozpiętość	8,73 m
Pow. nośna	13,50 m ²
Masa własna	2000 kg
Masa użyteczna	1384 kg
Masa startowa	3384 kg



Rys. 9. Rumuński dwumiejscowy Jak-23 DC

Prędkość maks.	923 km/h
Prędkość przelotowa	540 km/h
Prędkość minimalna	157 km/h
Wznoszenie	47 m/s
Pułap	14 800 m
Zasięg maks.	1030 km.



Rys. 10. Jak-23, UTI Jak-23 i Jak-23 DC

Przyp. red. Powyższy materiał wymaga kilku uzupełnień. Prócz dwumiejscowych wersji tego samolotu zbudowanych w ZSRR i Rumunii, również w Bułgarii powstał prototyp wersji dwumiejscowej tego samolotu. Na początku lat pięćdziesiątych, gdy polski przemysł lotniczy przygotowywał się do produkcji samolotów odrzutowych, najpierw zamierzano uruchomić w Mielcu produkcję samolotu Jak-17, następnie wstrzymano prace przygotowawcze i przystąpiono do prac nad dokumentacją samolotu Jak-23, którą otrzymaliśmy. W końcu zapadła decyzja przerwania tych przygotowań i przystąpiono do uruchomienia produkcji samolotu MiG-15.

W Instytucie Lotnictwa Jak-23 miał m.in. służyć do prób z silnikami strumieniowymi, które wg opracowanego projektu miały być mocowane pod skrzydłami przy kadłubie. Do realizacji tego projektu nie doszło. (A.G.)

LITERATURA

1. Skrzydłata Polska nr 51—52 sz 11, 1963 r.
2. E. SAMSEL: 20 Rocznica Ludowego Lotnictwa Polskiego. Wyd. Zarządu Propagandy GZP WP, Warszawa 1964 r.
3. PRACA ZBIOROWA: 25 lat 1 Pułku Lotnictwa Myśliwskiego OPK Warszawa, Wyd. Dowództwa Wojsk Obrony Powietrznej Kraju, Warszawa 1968 r.
4. PRACA ZBIOROWA: Samoloty Strany Sowieckiej, Wyd. DO-SAAF, Moskwa 1974, s. 197.
5. A. S. JAKOWLEW: Sowietskije samoloty, Wyd. Nauka, Moskwa 1975, s. 136, 242, 282.
6. PRACA ZBIOROWA: Das grosse Flugzeugtypenbuch. Wyd. Transpress Berlin (NRD) 1977, s. 350—351.
7. Przegląd Wojsk Lotniczych i Wojsk OPK, luty 1978, s. 15+16.
8. Samolot Jak-23, krótkoje wremiennieje techniczskoje opisanie.
9. Instrukcja lotnictwa. Eksploatacja i technika pilotażu samolotu Jak-23 z silnikiem RD-500.

WAŚKOWSKI W.

Aufgaben und Zukunft von Schulungsflugzeugen in Luftnahunterstützungsversion (V)

In dem Beitrag werden die für die Luftnahunterstützungsversion der Alpha-Jet-Flugzeuge vorgesehenen Hauptkampfaufgaben, die Durchführungsmethoden von Kampfoperationen, die Charakteristik, die Leistungen und die Bewaffnung, die die Wirksamkeit der Unterstützungsoperationen gewährleistet, sowie die geringe Betriebskosten im Vergleich mit anderen Flugzeugen dieser Klasse, erörtert. Es werden auch neue Schulungsmethoden dargestellt, die nach der Ausrüstung der französischen und belgischen Luftstreitkräfte mit Alpha-Jet-Flugzeugen eingeführt wurden.

LABUĆ T.

Motorsegelflugzeug SZD-45A-Ogar

Es wird der Aufbau, die genaue Beschreibung sowie die technischen Kenndaten des in Przedsiębiorstwo Doświadczalno-Produkcyjne Szybownictwa in Bielsko-Biała hergestellten Motorsegelflugzeuges SZD-45A Ogar dargestellt.

PERLIŃSKI J.

Abschreibungsentwurf des Flugzeuges

Aus der Analyse von einheimischen und ausländischen Veröffentlichungen werden Schlüsse über den Einfluss aller Parameter auf die Flugzeugabschreibung während des Aufsetzens beim Landen und während seiner Bewegung auf dem Boden gezogen.

TOMASZEWICZ J.

CMOS-Schaltungen und ihre Anwendungsmöglichkeiten in der Luftfahrt

Die Anwendungsmöglichkeit der CMOS-Schaltungen (Complementary Metal Oxide Semiconductors) in der Luftfahrt wird in dem Beitrag behandelt. Es wird auf die Haupteigenschaften dieser Schaltungen hingewiesen, die ihre Anwendung an Stelle der bisher verwendeten TTL-Schaltungen rechtfertigen. Die Erwägungen über die CMOS-Schaltungen werden auf Grund der von der amerikanischen Firma Fairchild im Jahre 1973 entworfenen Schaltungen der Serie F 4000 durchgeführt.

RACZYŃSKI Z., SZURLEJ R., WAŚKO L.

Festigkeitsuntersuchungen der thermischen Ermüdung an Turbinenschaufeln von Düsentriebwerken mit und ohne Aluminiumüberzug aus Nimonic-80A-Legierung

In dem Beitrag werden die Ergebnisse der eigenen Untersuchungen über die Festigkeit gegen thermische Ermüdung von aluminieren und überzugsfreien Turbinenschaufeln aus der Nimonic-80A-Legierung bei Düsentriebwerken behandelt.

LUNARSKI J.

Abriebbeständigkeit der Titanlegierungen

In der Arbeit wurden Forschungsergebnisse angegeben, die Abriebbeständigkeit der Titanlegierungen, wie auch technologische Verbesserungsmethoden der Verschleisseigenschaften dieser Legierungen betreffen. Insbesondere wurde der Einfluss von den Warm-, chemischer-, galvanischer und Presspolier-Behandlungsmethoden auf die Abriebbeständigkeit besprochen.

ADAMSKI W.

Numerische Abbildung der Flugzeuggeometrie

Es wurden die Hauptarten von Kurven und Flächen sowie ihre mehrgliedrige Gestalten, die den Ausgangspunkt zur Erarbeitung eines EMC-Programms bilden, dargestellt.

BORGON J.

Ausgesuchte Probleme des unstablen Betriebes von Luftverdichtern für Turbinen-Flugmotore

In dem Beitrag werden der Mechanismus und die Ursachen sowie die Erscheinungen und Folgen des unstablen Betriebes der Luftverdichter für Turbinenmotore sowohl am Boden als auch im Fluge behandelt. Es werden Beschränkungen des Motorarbeitsbereiches erörtert, die zum stabilen Betrieb des Luftverdichters führen.

BARTOSZEWSKI P.

Jagdflugzeug Jak-23

Es werden die Entwicklungsgeschichte des Düsenjägers Jak-23, seine Versionen und Anwendung in den polnischen Luftstreitkräften in den Jahren 1951—1955 sowie seine technische Beschreibung dargestellt.

WAŚKOWSKI W.

Задача и будущее штурмовых вариантов учебно-тренировочных самолетов

В статье описаны главные боевые задачи предусмотренные для самолета Альфа-Джет, методы проведения боевых действий, характеристика, летные свойства и вооружение. Указаны также экономические преимущества самолета по сравнению с самолетами данного класса.

Описаны методы обучения в военной авиации Франции и Бельгии, после введения на вооружение самолетов Альфа-Джет.

ŁABUŚ T.

Мотопланер SZD-45A Ogar

Описана конструкция мотопланера SZD-45A Ogar, разработанного при содействии с ФРГ в Опытном-Производственном Предприятии Планеризма в г. Бельско-Бяла с учетом подробного описания и технических параметров.

PERLIŃSKI J.

Проектирование амортизации самолета

Путём анализа литературы опубликованной в Польше и за рубежом, автором были собраны выводы по влиянию отдельных параметров шасси на амортизацию самолета во время его приземления при посадке, а также при движении по земле.

TOMASZEWICZ J.

Системы CMOS и возможности их применения в авиации

В работе описаны возможности применения систем CMOS (Complementary Metal Oxide Semiconductors) в авиации. Указаны существенные свойства этих систем, являющиеся основой их применения в место применявшихся до сих пор систем TTL. Выводы по теме системы CMOS обоснованы на информациях о системах серии F 4000 разработанной американской фирмой Фэйрчайльд в 1973 г.

RACZYŃSKI Z., SZURLEJ R., WAŚKO L.

Исследования стойкости против термической усталости алюминированных и неалюминированных лопаток турбин реактивных двигателей из сплава нимоник 80А

Представлены результаты собственных работ по исследованию стойкости против термической усталости лопаток турбин из сплава нимоник 80 и влияния алюминиевого покрытия на эти свойства.

ŁUNARSKI J.

Износостойкость сплавов титана

В статье указаны результаты испытаний износостойкости сплавов титана, а также технологических методов повышающих эти свойства. Подробно указано влияние термохимической и гальванической обработки, а также наклепа на повышение износостойкости.

ADAMSKI W.

Численное отображение геометрии самолета

Представлены главные виды кривых линий и поверхностей, а также соответствующие многочлены являющиеся основой для разработки программы на ЭВМ.

BORGOŃ J.

Избранные проблемы неустойчивой работы компрессоров авиационных газотурбинных двигателей

В статье указываются механизм и причины образования неустойчивой работы компрессоров, а также её последствия. Учитывается неустойчивая работа на земле и в полете. Описаны ограничения режимов работы двигателя, предотвращающие «помпаж».

BARTOSZEWSKI P.

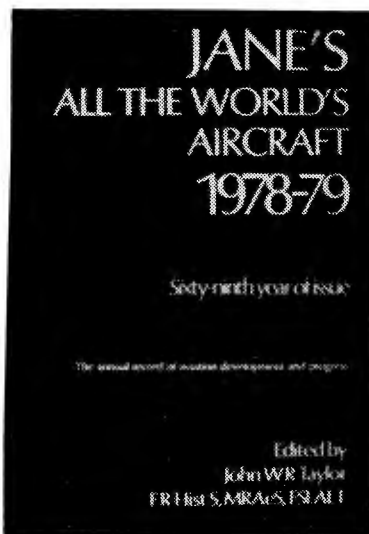
Истребитель Як-23

Показана история развития истребителя Як-23, его варианты, история использования в польской авиации в 1951-55 годах, а также техническое описание.

J. W. R. TAYLOR: *Jane's All the World's Aircraft 1978÷79*. Jane's Yearbooks, London 1978, ilustr. 1500, s. 80 + 804, cena £ 31.—

70 lat temu bracia Wright i Ludwik Bleriot udowodnili światu, iż samolot jest maszyną latającą nadającą się do użytku. W tym samym, 1908 roku, ukazał się pierwszy rocznik „Samolotów świata” Jane'sa.

W grudniu 1978 r. ukazał się 69 rocznik tego wydawnictwa oznaczony datą 1978÷79 z podtytułem „rocznik przegląd postępu i rozwoju lotnictwa” (raczej konstrukcji lotniczych). Jane's, jak wszyscy w skrócie nazywają rocznik, jest jedynym na świecie wydawnictwem dającym pełny obraz konstrukcji lotniczych i ich produkcji we wszystkich krajach.



Na wstępie książki przedstawiony jest aktualny stan lotnictwa na świecie oraz ostatnie osiągnięcia i wydarzenia, a ponadto tabela światowych rekordów lotniczych, wykaz dat oblotów prototypów w ciągu ostatniego roku oraz słownik skrótów i nowych pojęć lotniczych.

Książka, a raczej duża i opasła księga, podzielona jest na działy: samoloty i śmigłowce produkcji przemysłowej, samoloty amatorskie wraz z mięśniolotami, szybowce i motoszybowce, lotnie, sterowce i balony, latające cele i pociski uskrzydłone, lotnicze pociski raketowe, statki kosmiczne (wraz z wykazem satelitów i statków wypuszczonych w 1977 r. w Kosmos) oraz silniki lotnicze. Dzięki addendzie informacje są uaktualnione do stanu z października 1978 r.

Poszczególne działy mają treść ułożoną alfabetycznie wg krajów a następnie wytwórni w danym kraju. Opis każdego samolotu, śmigłowca, szybowca, balonu, pojazdu kosmicznego, rakiety czy silnika, lustrowany zdjęciami i rysunkami, jest bardzo szczegółowy; z reguły dokładniejszy niż w opisach reklamowych i w czasopiśmie.

Ta obfitość danych oraz zamieszczanie opisów wszystkich konstrukcji lotniczych na świecie znajdujących się w projektowaniu, budowie, próbach i w produkcji — czyni z książki niezastąpioną pomoc dla konstruktora czy specjalisty lotniczego, który poszukuje informacji o postępie w technice lotniczej i o rozwoju produkcji odcinającej.

Naszych Czytelników niewątpliwie interesuje jak zostały przedstawione polonica. W dziele produkcji przemysłowej zostały opisane: Wilga 35 i Wilga 35R, Kruk, PZL-110, An-2, An-28, Iskra, M-15, M-17, M-18 Dromader, Mi-2, wśród konstrukcji amatorskich J-2 Polonez, w dziale szybowców Pirat C, Jantar Standard, Jantar 2, Jantar 2B, Jantar Standard 2, Ogar i Puchacz, wśród lotni dr Wolfa Z-75, Z-75-7 i Z-76 a w dziale silników lotniczych Borzęckiego 2RB, SO-1, SO-3, Saturn 500, AI-14R, ASZ-62IR, K-5, GDT-350, PZL-3S i silniki PZL-Franklin.

Forma Jane'sa jest niewątpliwie doprowadzona niemal do doskonałości jeśli chodzi o opisy techniczne wszelkich statków latających. Jednak wobec tego, że przedstawiając samoloty, Jane's pokazuje również przemysł lotniczy i jego produkcję, prawdopodobnie byłoby korzystne, gdyby na końcu książki znalazło się tabelaryczne zestawienie produkcji poszczególnych typów samolotów, śmigłowców, szybowców i silników zawierające liczbę dotychczas zbudowanych (dostarczonych) egzemplarzy, liczbę egzemplarzy zamówionych oraz wyprodukowanych w ostatnim roku lub kolejnych dwóch latach, a może także cenę standard z ostatniego roku. Takie uzupełnienie byłoby uzasadnione, ponieważ nie ma dotychczas wydawnictwa, które zamieszczałoby takie dane dla całego świata. Niewątpliwie zwiększyłyby to i tak już ogromną atrakcyjność wydawnictwa kosztem zaledwie kilku stron.

A.G.

F. GÜTSCHOW: *Die deutschen Flugboote*. Motorbuch Verlag, Stuttgart 1978, s. 344.

Szybki rozwój lotnictwa w ostatnim dwudziestopięcioletniu przyniósł dominację samolotów odrzutowych. Przyczyniło się to niemal do zupełnego zaniku wielu kategorii samolotów tradycyjnych. Wodnosamolot stał się rzadkością. Dwupłatowce można spotkać przede wszystkim wśród samolo-



tów rolniczych, a samoloty tłokowe to głównie sprzęt sportowy i konstrukcje amatorskie. Giniąca przeszłość zawsze budzi nostalgię. Stąd gwałtowny wzrost w ostatnich latach zainteresowania samolotami z okresu I i II wojny światowej oraz wodnosamolotami.

Książka Gütschowa jest monografią poświęconą niemieckim łodziom latającym we wszystkich postaciach, tak samolotowych jak szybowcowych oraz ekranoplatom —

budowanym lub projektowanym w minionym siedemdziesięcioleciu. Pierwszą niemiecką łódź latającą zbudował Parseval w 1909 r. Pierwszy ośrodek doświadczalny lotnictwa morskiego powstał na przełomie lat 1911/1912 w Pucku. Zasadniczy okres rozwoju niemieckich łodzi latających to I wojna światowa, okres międzywojenny i II wojna światowa — czyli trzydziestolecie 1914÷1944.

We wstępie przedstawiony został krótki zarys rozwoju niemieckich łodzi latających. Główną część książki stanowią bogato ilustrowane zdjęciami i rysunkami opisy 72 zrealizowanych łodzi latających i 9 wodnoszybowców łodziowych. Połowa samolotów pochodzi z okresu I wojny światowej, w tym 8 łodzi Hansa-Brandenburg, 7 Oertz i 5 Dornier. Największy dorobek ma Dornier — 21 konstrukcji, Rohrbach-8. Do najsłynniejszych należały także Dornier Wal, budowane z licencji w kilku krajach, a także olbrzymi Dornier Do X oraz Blohm-Voss Bv-222 i Bv-238. Najnowszymi konstrukcjami są ekranopłaty Lippischa X-113 i X-114 (1977 r.). Spośród szybowców najbardziej znany był DFS Seadler. Samoloty Dornier cechowała oryginalna konstrukcja miniplata spełniającego rolę pływaków bocznych. Romantyzmem żaglowców technię zdjęcie samolotu Rohrbach RoIII z żaglami ratowniczymi na wypadek przymusowego wodowania.

W końcowej partii książki zostało opisane około 40 niezrealizowanych projektów. Spora ich część to projekty gigantów z lat dwudziestych, które nie mogły być zrealizowane zarówno z powodu braku silników o odpowiednio dużej mocy, jak i braku środków finansowych. W tym dziale zwracając uwagę oryginalne rozwiązania podnoszonych pływaków z kołami w projektach amfibi Hallera.

Książka została wydana w dużym albumowym formacie, co w połączeniu z dobrym papierem dało wysoką jakość zdjęć. Interesującym rozwiązaniem jest stosowanie oryginalnych rysunków z dawnych wydawnictw a nie opracowywanie ich od nowa. Ta szczegółowo opracowana książka daje pełny obraz tematu wymienionego w tytule.

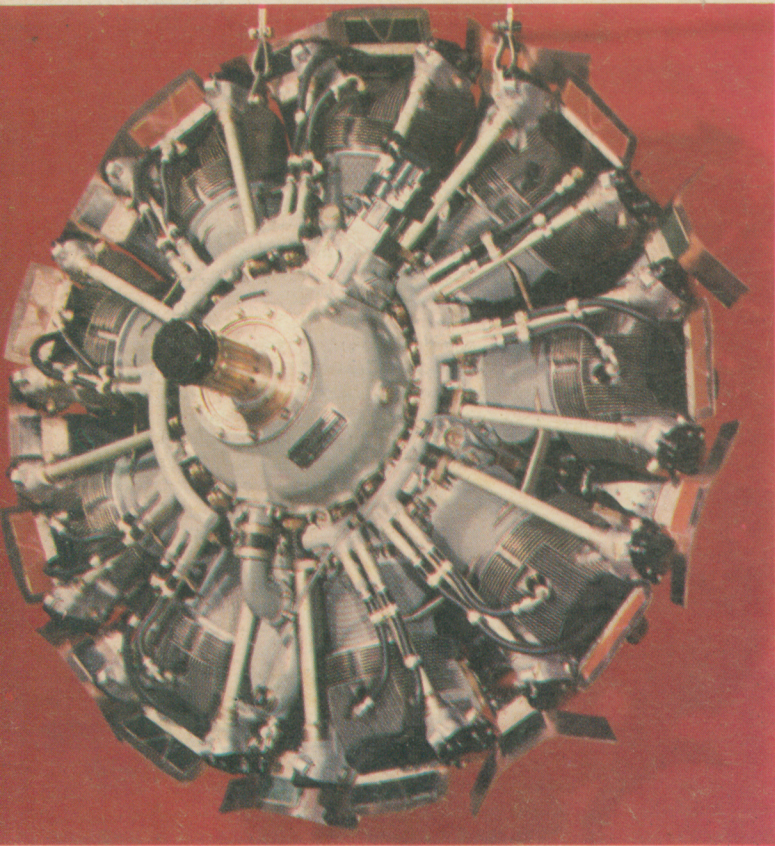
A.G.

I. T. BIELIAKOW, Ju. D. BORISOW: *Technologičeskie problemy projektirovanija lietatielnych aparatow*. Wyd. Maszynostrojenije, Moskwa 1978, s. 240, tabl. 10, rys. 42, 63 poz. lit., cena 2 rb. 50 kop. (50 zł)

Książka ma charakter monografii, poświęcona jest sposobom rozwiązywania zagadnień technologicznych we wczesnych etapach projektowania samolotu. Podaje metody oceny efektywności rozwiązań konstrukcyjno-technologicznych, sposoby obliczania wpływu zmian parametrów konstrukcyjnych na ekonomikę produkcji, koszt poprawy wytrzymałości lub niezawodności wyrobu itp. Rozważane są w niej zagadnienia konstrukcyjno-technologiczne z dziedziny samolotów pasażerskich i rakiet.

Książka może być przydatna zarówno dla pracowników przemysłu jak i osób studiujących na wydziałach o kierunku lotniczym i technologicznym wyższych uczelni.

A.K.



ASz-62IR TECHNICAL DATA

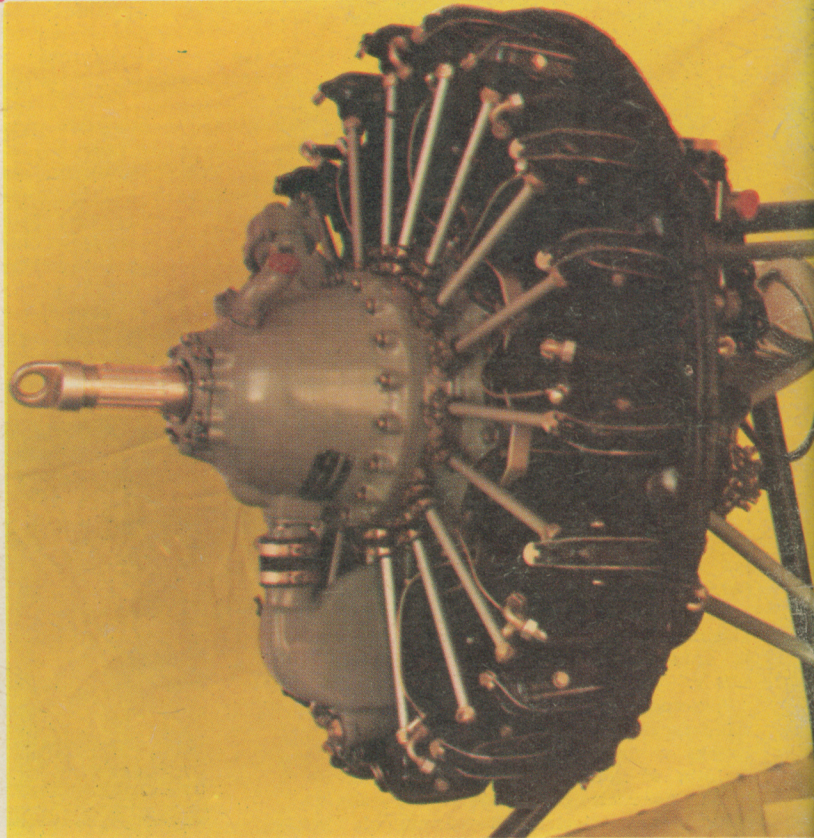
- Cylinder bore/piston stroke 155,5/175 mm
- Total displacement 29 870 l
- Compression ratio 6,4:1
- Gear-box reduction ratio 0,687
- Direction of propeller shaft rotation clockwise
- Diameter 1380 mm
- Length 1328 mm
- Dry weight 579 kg
- Take-off rating 1000 HP
- Rated power 840 HP
- Cruise rating (0,75 power) 615 HP
- Cruise rating (0,60 power) 492 HP

For powering light passenger/transport and agricultural airplanes.

AI-14RA TECHNICAL DATA

- Cylinder bore/piston stroke 105/130 mm
- Total displacement 10 161 l
- Compression ratio 5,9:1
- Gear-box reduction ratio 0,787
- Direction of propeller shaft rotation counter-clockwise
- Diameter 985 mm
- Length 956 mm
- Dry weight 200 kg
- Take-off rating 260 HP
- Rated power 220 HP
- Cruise rating (0,75 power) 165 HP
- Cruise rating (0,60 power) 132 HP

For powering liaison, touring, ambulance and agricultural aircraft.



EXPORTER:
PEZETEL FOREIGN TRADE ENTERPRISE
OF AVIATION INDUSTRY
UL. PRZEMYSŁOWA 26
00-950 WARSZAWA, POLAND
P.O. BOX 371
PHONE: 285071
TELEX: 813430
CABLE: PEZETEL

MANUFACTURER:
WYTWÓRNIĄ SPRZĘTU KOMUNIKACYJNEGO
PZL-KALISZ
UL. CZĘSTOCHOWSKA 140
62-800 KALISZ
PHONE: 4081
TELEX: 0415514