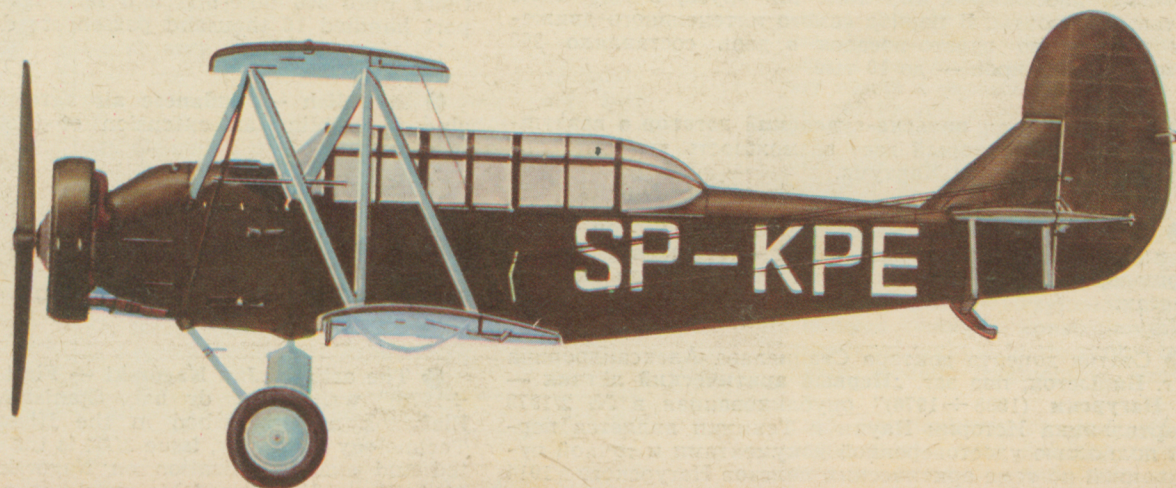
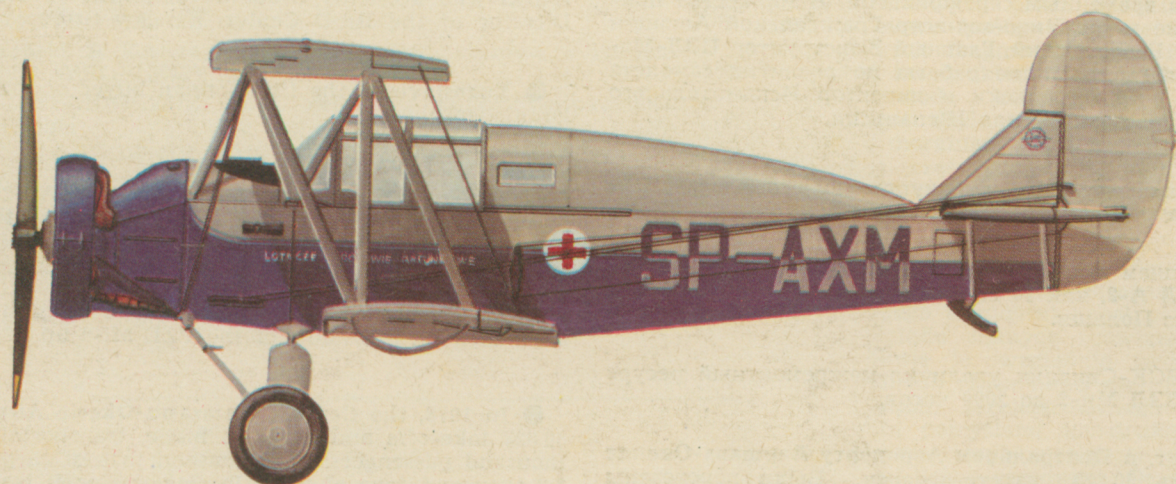
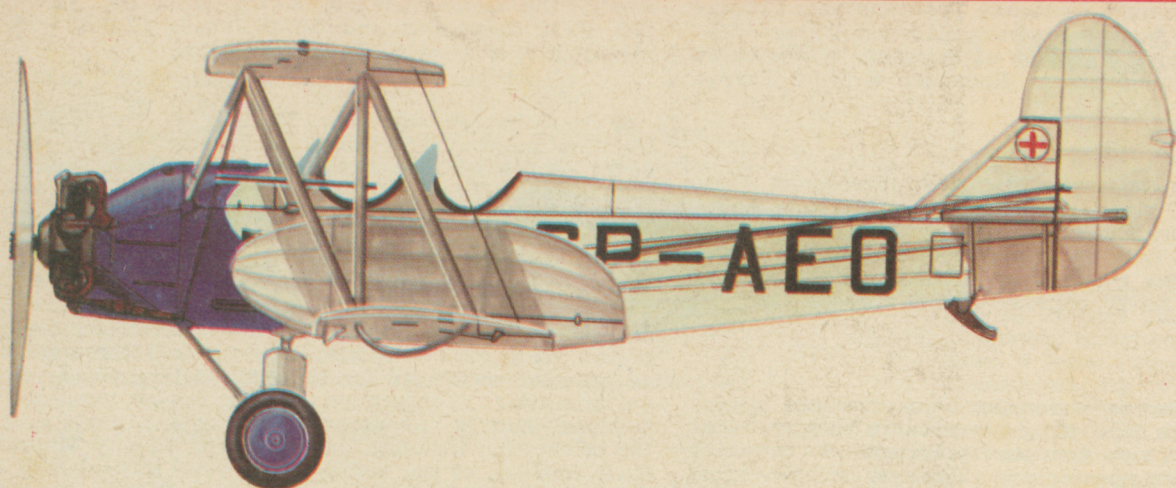


TECHNIKA

6'79

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



● Предприятие Внешней Торговли Авиационной Промышленности „ПЭЗЭТЭЛ” в текущем году экспонирует польские самолеты, вертолеты, планера и авиадвигатели на многих международных выставках. Самой большой является **Международный Авиационно-Космический Салон в Париже** (8 ÷ 17 июля), на котором будут экспонироваться: ПЗЛ-110 Колибер, ПЗЛ М-18 Дромадер, ПЗЛ М-20 Мева и ПЗЛ Ми-2. На **Международной Познанской Ярмарке** (10 ÷ 19 июня) будут экспонироваться Вильга, Крук, Дромадер, Колибер, Ан-2, М-15, Искра, Ми-2, Пучач, Янтарь 2Б, Янтарь Стандарт 2 и Огар Ф. На **Международной Ярмарке в г. Лайпциг** (ГДР) был показан самолет Крук. В Австралии в июле будет экспонироваться Янтарь Стандарт 2. На выставке в **Миньске** (17 ÷ 29 июля) будут экспонироваться самолеты Крук и Дромадер. В конце сентября на выставке **Польские Транспортные Средства в Москве** будут экспонироваться Колибер, Вильга, Мева, Крук и Дромадер. В ноябре на выставке в **Лас Вегас** (США) будут экспонироваться Дромадер и Ми-2 Таурус (Каня).

● В феврале т.г. Министр Машиностроительной Промышленности ПНР Александер Копець и Министр Авиационной Промышленности СССР Василий Казаков провели переговоры по теме **расширения содействия авиационной промышленности** обеих стран, м.пр. в области производства самолетов М-15 и Ан-28, вертолетов В-3 и узлов аэробуса Ил-86.

● 23 марта в Москве состоялось торжественное вручение представителям ПЗЛ-Мелец **советского государственного сертификата для сельскохозяйственного самолета ПЗЛ М-15**, дающего право на нормальную эксплуатацию самолета на территории СССР. До того времени самолет пользовался временным сертификатом. В торжестве приняли участие м.пр.: Вице-министр Гражданской Авиации СССР Иван Разумовский, Главный Конструктор ПЗЛ-Мелец ведущий дальнейшие работы по развитию самолета М-15 инж. Ежи Кероньски и директор Испытательного Центра ПЗЛ-Мелец Веслав Щепаньски.

● Первым зарубежным покупателем самолета ПЗЛ М-18 Дромадер является Югославия.

● В текущем году **Турция** купила многоцелевые самолеты ПЗЛ А-2, как 14 страна которая импортирует эти самолеты из Польши.

● ПЗЛ ВСК-Свидник увеличил межремонтный ресурс вертолета ПЗЛ Ми-2 до 2000 часов.

● В 1978 г. в **Центральном Аэропорту Варшава-Окенце** выполнилось 50 623 взлето-посадок. Были перевезены 1526 тыс. пассажиров, 12,1 тыс. тон груза, в том числе 3,8 тыс. тон почты. В период самого интенсивного движения количество взлето-посадок в день составляло 200 и числа пассажиров — до 10 тыс.

● Был подписан **польско-суданский договор о воздушном сообщении**, который дает возможность удлинить линии ЛЕТ-а вплоть до Хартума.

● **ЭРФРАНС** и **ЛЕТ** 2 марта заключили договор о совместной эксплуатации линии Париж — Варшава и Лион — Варшава, а также об увеличении числа рейсов на этих трассах.

● Статья доцента доктора Станислава Александровича из г. Бялысток, под заг. „**Первый арктический лётчик — Ян Нагурски (1888 ÷ 1976)**” опубликованная в № 2/1978 Квартальника Истории Науки и Техники является первой полностью удостоверенной документами и точной публикацией по теме арктических полетов Нагурского в 1914 году. Автор пользовался докладами, разработанными незадолго после полетов.

● The PEZETEL Foreign Trade Enterprise exhibits **Polish airplanes**, helicopter, gliders and aero engines at various international shows. To the most important belongs the **International Aerospace Salon in Paris** (June 8 ÷ 17, 1979) at which the following aircraft will be exhibited: PZL-110 Koliber, PZL M-18 Dromader, PZL M-20 Mewa and PZL Mi-2. The Wilga, Kruk, Dromader, Koliber, An-2, M-15, Iskra, Mi-2, Puchacz, Jantar 2B, Jantar Std 2 and Ogar F will be exhibited at the **International Poznań Fair** (June 10 ÷ 19, 1979). The Kruk was exhibited at the **International Fair in Leipzig** while the Jantar Std 2 will be exhibited in Australia in July. The Kruk and Dromader airplanes will be shown at the **air show in Minsk** (July 17 ÷ 29, 1979). At the end of September, at the exhibition **“Polish Means of Transportation” in Moscow** will be on display the Koliber, Wilga, Mewa, Kruk and Dromader. The M-18 Dromader and Mi-2 Taurus (Kania) will be exhibited at a show in **Las Vegas, USA**.

● In February this year, Minister of the Machine — Building Industry of Poland, Aleksander Kopeć, and Minister of the Aircraft Industry of the USSR, Vasilij Kazakov, had talks on **extension of cooperation between aircraft industries** of both countries, among others, in the area of the manufacture of M-15 and An-28 planes, W-3 helicopters and units for Il-86 aerobus.

● On March 23, the Research — Development Center of the WSK PZL — Mielec received in Moscow a **Soviet government certificate for the PZL M-15 agricultural plane**, admitting its operation on the Soviet territory. The airplane had a temporary certificate. Participants of the celebration included, among others, Deputy Minister of Civil Aviation of the Soviet Union Ivan Razumovski, chief designer of the R+D Center at Mielec Factory Jerzy Kieroniski who presently heads development of the M-15 and Director of the R+D Center Wieslaw Szczepanski.

● **Yugoslavia** is the first foreign buyer of the **PZL M-18 Dromader** plane.

● This year Turkey has purchased **PZL An-2** multi-purpose airplanes as the 14th country importing these planes from Poland.

● The PZL WSK — Swidnik Factory has increased the time between overhauls of the **PZL Mi-2** up to 2000 hours.

● In 1978, the **Central Warszawa-Okecie Airport** reports 50 623 take-offs and landings made, transportation of 1526 thousand passengers, 12.1 thousand tons of cargo, including 3.8 thousand tons of mail. During the peak traffic periods there were 200 take-offs and landings daily and the Airport handled 10 thousand passengers daily.

● A **Polish — Sudanese air agreement** has been concluded, enabling an extension of the LOT's connections to Chartum.

● **Air France and LOT Polish Airlines** concluded an agreement on March 2, concerning a joint operation on the Paris — Warszawa and Lyon — Warszawa lines, and an increase of flight frequencies on both routes.

● The article „**Jan Nagórski — First Arctic Pilot (1888 ÷ 1976)**” written by dr hab. Stanislaw Alexandrowicz of Białystok and published in the History of Science and Technology Quarterly, issue 2/78, is the first fully documented and exact publication on Nagórski's arctic flights in 1914. The author based his article on a report written just after a flight.

Adres Redakcji:

00-950 Warszawa, ul. Czackiego 3/5. Skr. poczt. 1004
Tel. 27-25-41

Wydawca:

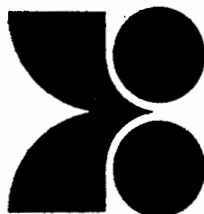
**WYDAWNICTWO CZASOPISM
I KSIĄŻEK TECHNICZNYCH SIGMA**

SPIS TREŚCI

	Str.
A. Glass: Umiejętności techniczne konstruktora	1
Z KRAJU, ZE ŚWIATA	2
STATYSTYKA LOTNICZA: Ceny samolotów lekkich w 1979 r.	4
W. Wańkowski - Zadania i przyszłość odrzutowych samolotów treningowo-bojowych (VII) (PROBLEMY ROZWOJU LOTNICTWA)	5
A. Szulc: Obróbka elektrochemiczna ECM tytanu i jego stopów	8
POCZTA LOTNICZA: Specjalne śmigło „prop-fan”	10
M. Barański, Z. Dźygadło, J. Kierkowski, S. Szczeciński, H. Wers: Profilowanie tarcz wirników turbin przy wykorzystaniu współczesnych metod obliczeniowych	11
NOWOŚCI TECHNICZNE: Urządzenie do walcowania kształowników w kosmosie	14
Lockheed C-141 Starlifter — USA	15
Lockheed C-141 Starlifer — USA	17
POMOCE KONSTRUKCYJNE: Problemy eksploatacyjne konstrukcji (I)	19
PROTOTYPY: Samolot amatorski — Francja	21
J. Zwierzyński, A. Zwierzyński: Systemy komputerowe w liniach lotniczych (PROBLEMY LOT)	22
NOWOŚCI TECHNICZNE: Nowa generacja samolotów pasażerskich Boeing	26
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY: Napisy i tabliczki (II)	27
KSIĄŻKI LOTNICZE	28
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP I SITK	29
S. G. Spirow: Udział Polski w rozwoju bułgarskiego lotnictwa (Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ)	30

Na okładce: Wersje samolotu Po-2 — rys. K. Cieślak

WYDAWNICTWO



SIGMA

ul. Świętokrzyska 14a
00-950 Warszawa
skrytka pocztowa 1004

CZASOPISMA I KSIĄŻKI TECHNICZNYCH

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. Grzegorzczak, mgr inż. J. Grzegorzewski, mgr inż. F. Gwiżdż, dr inż. B. Jancelewicz, mgr inż. E. Kołodziński, dr 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. Woliński.

Zakłady Graficzne „Tamka”. Zakład nr 1, W-wa. Zam. 13-584/79. Nakład 5000 egz.

Papier druk: sat. IV kl. 70 g A1. C-123.

Cena pojedynczego egz. zł 20.—

Prenumerata roczna zł 240.—

INDEKS 37909

Tasks and Future of Training — Combat Jet Aircraft, Part VII

The article discusses the concept and construction of Fouga-90 prototypes, significant simplification of the design and reduction of component parts. This will result in a shortening of the worktime and reduction of production costs. It also discusses the power plant for the aircraft, ensuring much higher performance and operation economics compared with engines used for powering Fouga-Magister, the planned training method on Fouga-90 and anticipated scope of combat operations of the aircraft.

SZULC A.

Electrochemical Machining of Titanium and Titanium Alloys

The author gives a general characteristic of titanium and titanium alloys, discusses their mechanical and physical properties as well as test results of their processing technique.

BARAŃSKI M., DŻYGADŁO Z., KIERKOWSKI J., SZCZECIŃSKI S., WERS H.

The Profiling of Turbine Disks by Using Present-day Computation Methods

The article presents a computation method of turbine disk strength, aiming at such profiling of the disks as to obtain a constant value of the stress-distribution uniformity factor. A comparison was made between the accurate method for turbine disks of constant thickness, the method of finite differences and the method of finite elements for turbine disks of variable thickness. A method of profiling changes in the turbine disk was presented, based on the computation results obtained according to the two aforementioned methods.

ZWIERZYŃSKI J. ZWIERZYŃSKI A.

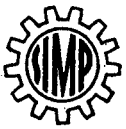
Computer Control Systems in Air Lines (I)

The fast growing number of passengers carried as well as the difficulties in handling them by traditional methods, have forced air carriers to undertake a costly automation of data processing in the commercial aviation. The article describes the magnitude of the invested means and plans for the near future.

SPIROW S. G.

Poland's Share in the Development of Bulgarian Aviation

The Polish — Bulgarian air contacts and against this background the development of collaboration in the area of the aircraft industry in the interwar years are presented. The author describes the history of purchase and use of the Polish PZL P-24B Jastreb and PZL-43 Czajka airplanes in Bulgaria. The outbreak of World War Two cancelled the realization of orders for the PZL-46 Sum B and LWS-3 Mewa B airplanes. One of the collaboration forms was the design of aircraft plant named DAR at the city of Łowicz. The editorial comments clarify errors of previous publications on the Polish export of aircraft to Bulgaria and briefly present the growth of Polish — Bulgarian air collaboration after the second world war.



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XXXIV CZERWIEC 1979

TECHNIKA

6'79

lotnicza i ASTRONAUTYCZNA

Umiejętności techniczne konstruktora

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Na czym polegają umiejętności techniczne konstruktora lotniczego? Składają się na nie co najmniej cztery czynniki: znajomość dotychczasowych konstrukcji, znajomość metod obliczeniowych, zdolność tworzenia nowych rozwiązań konstrukcyjnych oraz umiejętność oceny zalet i wad każdego rozwiązania konstrukcyjnego.

Konstruktor radzieckich samolotów Jak, Aleksander Jakowlew, w swych wspomnieniach pisze, iż w wieku młodzieńczym, gdy pracował jako mechanik lotniczy, wolne godziny spędzał na skraju lotniska, gdzie było wrakowisko samolotów. Tam studiował szczegóły rozwiązań konstrukcyjnych poszczególnych maszyn i starał się dociec jaka przyczyna techniczna spowodowała wypadek danego samolotu. Okres ten uważa on za najlepszą szkołę konstruowania. Dziś badaniem wypadków zajmują się specjalne komisje, a wyniki ekspertyz są publikowane w komunikatach, które niestety są mało rozpowszechnione nawet wśród fachowców, gdyż wypadki lotnicze uważane są za rzecz wstydlivą. Przyczyny głośniejszych wypadków trafiają do prasy lotniczej, zaś sprawy zdarzające się po raz pierwszy w technice lotniczej — trafiają do przepisów budowy samolotów. Np. początkowo zagadkowe katastrofy odrzutowych samolotów pasażerskich Comet na początku lat pięćdziesiątych, wynikające z nieznanego uprzednio zjawiska pęknięcia zmęczeniowego kabin ciśnieniowych, znalazło odbicie w brytyjskich przepisach lotniczych w postaci wymagania odpowiedniego badania tych kabin (na zmęczenie — w basenie wodnym) przed dopuszczeniem samolotu do użytkowania. Dzisiejszy konstruktor zapoznaje się z nowymi konstrukcjami przez fachową prasę techniczną oraz na międzynarodowych wystawach lotniczych. Największym lotniczym światowym forum techniczno-handlowym jest Międzynarodowy Kosmiczno-Lotniczy Salon Paryski odbywający się na lotnisku Le Bourget co dwa lata (w latach nieparzystych). Drugie miejsce zajmuje Międzynarodowa Wystawa Lotnicza w Farnborough organizowana w Wlk. Brytanii również co dwa lata, lecz w latach parzystych. Wystawy o mniejszym zasięgu, w Cannes (samoloty lekkie) i w Hanowerze, organizowane są w latach parzystych.

Z reguły wybitni konstruktorzy lotniczy pasjonowali się lotnictwem od lat młodzieńczych i wykonywali szkice lub zdjęcia różnych rozwiązań konstrukcyjnych oraz zbierali ich fotokopie, kserokopie i wycinki z prasy, tworząc całe ich zbiory w postaci zeszytów, teczek czy albumów. Albowiem punktem wyjściowym do stworzenia czegoś nowego, lepszego, jest znajomość dotychczasowego dorobku.

Powszechnie sądzi się, że znajomość metod obliczeniowych sprowadza się do dokładnego przerobienia programu studiów na politechnice plus lektura najnowszych artykułów czy książek na tematy obliczeniowe. Tymczasem teoria jest zawsze dużym uproszczeniem rzeczywistości. Wzory i metody obliczeniowe z reguły dotyczą schematów idealnych, np. skrzydła gładkiego lub o umownej szorstkości, podczas gdy w rzeczywistości skrzydło, np. metalowe, na łączeniach blach, nity czy zgrzeiny, szczeliny na łączeniach

slotów, klap i lotek, pokryte jest farbą o konkretnej szorstkości, blachy nie zawsze są idealnie płaskie, mogą się ponadto fałdować pod wpływem znitowania lub odkształceń w wyniku zmian obciążeń w locie. Podobnie jest z każdym nowym problemem technicznym, np. wytrzymałością rury podwozia, do której przyspawano po bokach ucha, powiercono w niej otwory na smarowniczkę itp. i przestała być idealną rurą obciążoną siłą osiową. Rozbieżność między teorią a rzeczywistością jest najpoważniejszym problemem obliczeń. Dlatego w lotnictwie dużo czasu zajmuje weryfikacja wyników obliczeniowych przez badania aerodynamiczne i wytrzymałościowe (próby statyczne, dynamiczne, zmęczeniowe) konkretnych fragmentów konstrukcji i całych samolotów. Dobry konstruktor zbiera wyniki tych weryfikacji i wie która metoda i który wzór w jakim przypadku daje jakiś procent błędu oraz potrafi określić poprawkę lub niezbędny margines bezpieczeństwa. Ta zebrana wiedza praktyczna częściowo trafia do sprawozdań z prac badawczych i do podręczników, lecz ponieważ stanowi dorobek konstruktorów i biur konstrukcyjnego jest w dużej mierze tajemnicą firmową wytwórni.

Zdolność tworzenia nowych rozwiązań konstrukcyjnych wynika z wiedzy konstrukcyjnej i wyobraźni. Widząc cel (zadanie samolotu czy jego elementu) konstruktor na podstawie dokonania przeglądu znanych rozwiązań adaptuje jedno z nich, modyfikuje je, względnie tworzy kompilacje znanych rozwiązań lub rzuca nową myśl. Bez albumu dotychczasowych rozwiązań zarejestrowanego w pamięci niemożliwe jest sypanie pomysłami konstrukcyjnymi jak z rękawa. Natomiast dobra i szybka selekcja wymaga rozpatrzenia możliwie dużej liczby rozwiązań. Oczywiście przy pierwszej przemyśle wykonuje się często wstępne, uproszczone obliczenia czy nawet modele funkcjonalne — np. kartonowy model kadłuba skorupowego, aby sprawdzić jego przestrzenną koncepcję i sztywność, czy model konstrukcji kratowej sklejoną nawet z zapalek, patyczków, czy paromilimetrowych rurek sklejoną z papieru, względnie plastikowych przeznaczonych do picia soków.

Wybór rozwiązania ułatwiony jest dziś dzięki możliwości przeprowadzenia optymalizacji za pomocą maszyn matematycznych. W zakresie aerodynamiki bardzo pomocne są optymalizacyjne dmuchania aerodynamiczne, które dla dużych samolotów wynoszą 1÷2 tys. godzin pracy tuneli aerodynamicznych. Optymalizacja konstrukcyjno-wytrzymałościowa wymaga przeprowadzenia prób wytrzymałościowych i zmęczeniowych modeli nowych koncepcji konstrukcyjnych. Dla optymalizacji technologicznej wykonuje się próby technologiczno-wytrzymałościowe modeli, fragmentów rozwiązań, okuć itp.

Przy wyborze rozwiązań konstrukcyjnych jest jednak niezbędna umiejętność oceny zalet i wad każdego rozwiązania. Konstruktor nabywa jej przez doświadczenie, ucąc się na błędach własnych i cudzych. Ta zdolność przewidywania skutków jest jedną z najcenniejszych cech konstruktora i jest probierzem jego wiedzy i inteligencji.



POLSKA

● Przedsiębiorstwo Handlu Zagranicznego Przemysłu Lotniczego PEZETEL w br. wystawia polskie samoloty, śmigłowce, szybowce i silniki lotnicze na wielu wystawach międzynarodowych. Najważniejszą imprezą jest udział w Międzynarodowym Salonie Lotniczo-Kosmicznym w Paryżu (8-17.6.79), na którym zostaną wystawione: PZL-110 Koliber, PZL M-18 Dromader, PZL M-20 Mewa i PZL Mi-2. Na Międzynarodowych Targach Poznańskich (10-19.6.79) będą wystawione: Wilga, Kruk, Dromader, Koliber, An-2, M-15, Iskra, Mi-2, Puchacz, Jantar 2B, Jantar Std 2 i Ogar F. Na Międzynarodowych Targach w Lipsku był pokazany Kruk. W Australii w lipcu wystawiony będzie Jantar Std 2. Na wystawie w Mińsku (17-29.7.79) będą pokazane samoloty Kruk i Dromader. W końcu września br. w Moskwie na wystawie Polskie Środki Transportu będą wystawione: Koliber, Wilga, Mewa, Kruk i Dromader. W listopadzie na wystawie w Las Vegas w USA pokazane będą M-18 Dromader i Mi-2 Taurus (Kania).

● W lutym br. minister Przemysłu Maszynowego PRL Aleksander Kopeć i minister Przemysłu Lotniczego ZSRR Wasilij Kazakow przeprowadzili rozmowy na temat rozszerzenia współpracy przemysłów lotniczych obu krajów m.in. w zakresie produkcji samolotów M-15 i An-28, śmigłowców W-3 oraz zespołów do aerobusu H-86.

● 23 marca br. w Moskwie odbyło się uroczyste wręczenie przedstawicielom Ośrodka Badawczo-Rozwojowego WSK PZL-Mielec radzieckiego certyfikatu państwowego dla samolotu rolniczego PZL M-15, upoważniającego do normalnej eksploatacji samolotu na terenie ZSRR. Upřednio samolot miał certyfikat tymczasowy. W uroczystości wręczenia certyfikatu wzięli udział m.in.: wiceminister Lotnictwa Cywilnego ZSRR Iwan Razumowski, główny konstruktor OBR WSK PZL-Mielec prowadzący obecnie dalsze prace nad rozwojem samolotu M-15 inż. Jerzy Kieroński oraz dyrektor OBR Wiesław Szczepański.

● Pierwszym zagranicznym nabywcą samolotu PZL M-18 Dromader jest Jugosławia.

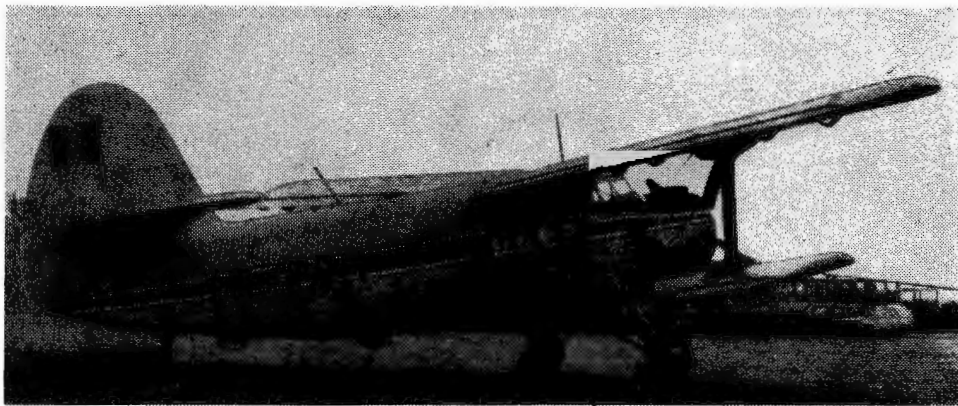
● W br. Turcja zakupiła samoloty wielozadaniowe PZL An-2 jako 14 kraj importujący te samoloty z Polski.

● PZL WSK-Swidnik zwiększył okres międzyremontowy śmigłowca PZL Mi-2 do 2000 godz.

● W 1978 r. w Centralnym Porcie Lotniczym Warszawa-Okęcie wykonano 50 623 starty i lądowania przewożąc 1526 tys. pasażerów, 12,1 tys. ton ładunków, w tym 3,8 tys. ton poczty. W okresach największego nasilenia ruchu port Okęcie obsługiwał dziennie 200 startów i lądowań oraz 10 tys. pasażerów.

● Została zawarta umowa polsko-sudańska o komunikacji lotniczej umożliwiającą przedłużenie połączeń PLL LOT do Chartumu.

● Air France i LOT 2 marca br. zawarły porozumienie w sprawie wspólnej eksploatacji linii Paryż-Warszawa i Lyon-Warszawa oraz zwiększenia częstości lotów na tych trasach.



Samolot PZL An-2 w barwach rumuńskich YR-PBH. Fot. W. Garbarczyk

● Artykuł doc. dr. hab. Stanisława Alexandrowicza z Białegostoku pt. „Pierwszy lotnik arktyczny — Jan Nagórski (1888-1976)” opublikowany w nr 2/1978 Kwartalnika Historii Nauki i Techniki jest pierwszą w pełni udokumentowaną i dokładną publikacją na temat lotów arktycznych Nagórskiego w 1914 r. Autor dotarł do raportów sporządzonych wkrótce po locie.

● Pilot doświadczalny WSK PZL-Mielec Michał Skowroński przeszedł na emeryturę po 23 latach pracy i wylataniu 5500 godz.



BRAZYLIA

● Rozwija się eksport brazylijskich turbosmigłowych samolotów krótkiego zasięgu dla 20-25 pasażerów Banderante firmy Embraer. Stany Zjednoczone zakupiły w 1978 r. 40 sztuk, po kilka sztuk nabyły państwa leżące w basenie Morza Karaibskiego. W Europie pierwsze Banderante będą obsługiwały linie lokalnego transportu Air Ecosse, Air Shetland oraz kilka innych. Trwają prace nad wydłużeniem kadłuba Banderante, aby zwiększyć liczbę miejsc pasażerskich (oznaczenie Embraer 120) do 30. Embraer z uwagi na duży popyt na te samoloty zamierza wzmocnić tempo ich produkcji do 8 sztuk miesięcznie, po zaistnieniu nowego oprzyrządowania (koniec 1979 r.). Do grudnia ub. roku łącznie zbudowano 206 Banderante.



FRANCJA

● 28 sierpnia w St. Nazaire odbył się oblot nowego francuskiego odrzutowego lekkiego samolotu treningowego Fouga 90 produkcji firmy Aerospatiale. Fouga 90 jest następcą popularnego samolotu Fouga Magister CM-170. Fouga 90 jest wyposażony w 2 silniki odrzutowe Turbomeca Astafan II G o ciągu 2 x po 700 daN (CM-170 były napędzane przez 2 silniki Marbore VI o ciągu po 470 daN). Dzięki zastosowaniu silników Astafan II G znacznie poprawiły się właściwości lotne samolotu, skrócono dobieg i rozbieg. Zużycie paliwa znacznie zmalało: z 1,10 kg (daN/h

przy starcie do 0,364 kg/daN/h i z 1,35 kg/daN/h do 0,70 kg/daN/h na wysokości 3000 m. Budowa płatowca CM-170 pochłaniała 17 100 roboczogodzin, podczas gdy Fouga 90 tylko 14 100 roboczogodzin. Płatowiec Fouga 90 będzie tańszy od swego poprzednika o 36%, a cały samolot, po uwzględnieniu wyższego kosztu silnika, o około 20%. Cena będzie się kształtowała w wysokości 1,2 do 1,3 mln dol. Zważywszy niższy koszt bezpośredni eksploatacji oraz niższą cenę, Aerospatiale przewiduje, iż wszyscy dawni nabywcy CM-170 Fouga Magister będą potencjalnymi klientami firmy.

● Prototyp śmigłowca transportu logistycznego w wersji wojskowej i pasażersko-cywilnej SA-332 Super Puma firmy Aerospatiale odbył pierwszy lot 13 września ub. roku. SA-332 jest trzecią znacznie udoskonaloną, rozwojową odmianą śmigłowca SA-330 Puma (kolejno SA-330, SA-330J, który będzie produkowany jeszcze przez dłuższy czas i SA-331, stanowiący odmianę przejściową pomiędzy SA-330J i SA-332). Wprowadzono do Super Puma, oprócz niewielkich modyfikacji płatowca, następujące całkowicie nowe elementy: silniki Turbomeca — Makila o mocy 1323 kW w miejsce Turmo IVC — 1175 kW, przekładnię główną przenoszącą moc do 2150 kW (poprzednio: 1800 kW) przy znacznie zmniejszonym poziomie hałasu, ponadto w przekładni użyto mniejszej liczby elementów, w podwoziu zastosowano wahacze przy teleskopowych goleniach, które mogą być podwyższane i skracane przy wy- i załadunku, nową geometrię wirników: głównego i ogonowego z laminatu. W wyposażeniu Super Puma ma nowy system automatycznego pilota, nowy system hydrauliczny i przyrządy nawigacyjne Jaegera. Z uwagi na mniejsze zużycie paliwa przez silniki Makila niż przez Turmo IV-C, przy tej samej pojemności zbiorników paliwa i tej samej masie startowej (7600 kg), Super Puma ma zasięg większy o 150 km, masę użyteczną o 150 kg i prędkość przelotową o 30 km/h. Koszt eksploatacji Super Puma ma być również niższy niż Puma SA-330J, dzięki wydłużonemu okresowi międzyremontowemu.

● Nieustannie wzrasta popyt na francuskie lekkie śmigłowce AStar (Ecoureuil). Do czerwca 1978 r. Aerospatiale sprzedała 300 tych śmigłowców, a w ciągu następnych 3 miesięcy 112 sztuk. Zwraca uwagę duże zainteresowanie śmigłowcami AStar na rynku Stanów Zjednoczonych, na którym pomimo dużej konkurencji krajowych śmigłowców zakupi ono do listopada 1978 r. już 250 sztuk AStar. Tempo

produkcji AStar (Ecureuil) osiągnie w I kwartale 1980 r. 23 szt. miesięczne, z czego 16 szt. będzie przeznaczonych dla rynku USA.

● Zamówienia potwierdzone złożone na zakup treningowych i szturmowych samolotów Alpha-Jet (stan na 1.11.1978 r.): Francja — 200 szt., RFN — 200 szt. (tylko odmiana szturmowa), Belgia — 33 szt., Maroko — 24 szt. + 24 szt., zamówień opcyjnych, Wybrzeże Kości Słoniowej — 12 szt., Togo — 5 szt. i Egipt — 169 szt. Łącznie zamówienia potwierdzone — 634 szt. Obecnie toczą się pertraktacje z kilku państwami południowoamerykańskimi na dostawę większej liczby Alpha-Jet oraz z US Navy w sprawie dostawy treningowej odmiany (francuskiej) tego samolotu.

● Najnowszy samolot firmy Robin, czteromiejscowy R-1180 Aiglou uzyskał certyfikat. Aiglou jest napędzany silnikiem o mocy 136 kW. Zamówienia na ten turystyczny samolot bezpośrednio po udzieleniu mu certyfikatu (wrzesień 1978 r.) złożyli klienci z 4 krajów. Równocześnie przechodzi próby w locie dwumiejscowy samolot szkolny (silnik o mocy 120 kW) R-2160. Został on zamówiony, jeszcze przed uzyskaniem certyfikatu, w ilości 17 sztuk przez Państwowe Centrum Szkolenia Pilotów.



USA

● Nowy myśliwsko-szturmowy samolot amerykańskiej Marynarki Wojennej F/A-18 Hornet rozpoczął w październiku ub. roku próby kołowania. US Navy zamierza zakupić 800 sztuk Hornetów (cena 1 sztuki 18 mln dol.). Hornet ma 9 podskrzydłowych zaczepów dla udźwigu 8620 kg uzbrojenia. Konstrukcja płatowca zawiera 55% elementów z aluminium, 14% ze stali, 10% z laminatu wzmocnionego włóknem węglowym i 8% z tytanu.

● W sierpniu ub. roku z taśmy montażowej zszedł pierwszy seryjny samolot dwusilnikowy dyspozycyjny opracowany wspólnie przez amerykańską firmę Rockwell i japońską Fuji. Rockwell/Fuji Commander 700 przeznaczony jest do transportu 6+8 pasażerów. Jest to pierwszy dyspozycyjny samolot spełniający zastrzeżone warunki FAR 23 określające nowe, zastrzeżone przepisy dotyczące zasady konstrukcji płatowca, przeprowadzania prób poziomu głośności itp. Według producentów do końca ub. r. miało być wyprodukowane 14 Rockwell/Fuji Commander 700.

● W październiku 1978 McDonnell Douglas dostarczył trzysetny samolot myśliwski przewagi powietrznej F-15 Eagle. Cena F-15 od 21 do 25 mln dol. w zależności od wyposażenia.

● Dostawy samolotów King Air firmy Beech wyniosły już 2000 sztuk. Pierwsze seryjne odmiany tych dwusilnikowych turbosmigłowych samolotów zaczęto produkować przed 15 laty. Wartość dostarczonych samolotów King Air przekroczyła 1050 mln dol. W tej klasie samolotów udział King Air w świecie wynosi 56%. Poza Stanami Zjednoczonymi w 45 krajach lata 450 samolotów King Air.

● Cessna dostarczyła już klientom 30 000 samolotów Skyhawk. Jest to pierwszy

przypadek przekroczenia granicy dostawy 30 000 sztuk jednego typu samolotu, który w dalszym ciągu znajduje poważny popyt na rynkach krajowych w USA i za granicą.

● General Electric uzyskał certyfikat na odmianę cywilną (oznaczenie CT7-2) swego silnika śmigłowego T-700, w który są wyposażone śmigłowce transportu logistycznego UTTAS, morskie LAMPS oraz przeciwczołgowe Hughes A-64. Pierwszym cywilnym śmigłowcem, który będzie napędzany przez CT7-2 jest Bell 214 ST.

● Transport Association of USA podała do wiadomości dane dotyczące rozwoju lotniczych przewozów pasażerskich w tym kraju. W 1978 r. ponad 80% wszystkich przewozów pasażerskich międzymiastowych odbywało się drogą lotniczą. 600 amerykańskich miast dysponuje lotniskami przystosowanymi dla rejsowych lotów samolotów odrzutowych, 40 z nich obsługuje większą liczbę pasażerów niż londyńskie lotnisko Heathrow. W 1977 r. pasażerskie samoloty w USA przewiozły 280 mln osób i wykonały 8 mld tonokilometrów przewozów towarowych. W okresie ostatnich 5 lat ilość zużytego paliwa na 1 pasażerokilometr zmniejszyła się o 21%. Wielkie towarzystwa lotnicze zatrudniają 300 tys. osób, a współpracuje z nimi dalsze 125 tys. osób. Jednym z czynników, które przyczyniły się do szybkiego wzrostu przewozów pasażerskich w USA są zminimalizowane opłaty za przewóz, o połowę niższe niż w Europie.

● Rozpoczęła się przeróbka seryjna samolotów Tri-Turbo 3. Są to samoloty DC-3 Dakota wyposażone w 3 silniki turbośmigłowe z pięciopłatowymi śmigłami. Producentem jest kalifornijska firma Specialised Aircraft's Jack Conroy, znana m. in. z zaprojektowania samolotów Guppy, przeznaczonych do transportu ładunków wielkogabarytowych. Zasięg samolotu Turbo 3 wynosi do 5500 km. Pojemność samolotu: 12 żołnierzy z uzbrojeniem lub trzy jeepy. Turbo-3 budowany jest w trzech odmianach w zależności od zainstalowanych silników o mocy od 550 kW każdy do 990 kW (przy tej mocy samolot ma charakter STOL). Prędkość przelotowa przy pracy 3 silników wynosi 405 km/h, przy pracy 2 silników — 330 km/h. Rozbieg na gruntowym pasie startowym nie przekracza 300 m. Maksymalna masa startowa (silniki PT-6-41) — 13 000 kg, masa handlowa — 4050 kg przy masie paliwa 2400 kg. W tych warunkach zasięg samolotu wynosi 1650 km przy rezerwie paliwa na 1 godzinę lotu. Samolot był prezentowany na salonie w Farnborough, dokąd przyleciał z USA.

● Boeing sprzedał od 1.1 do 10.10.1978 r. 285 pasażerskich samolotów wartości 6 mld dol. w tym: 80 samolotów B-727, 72 B-737, 63 B-747 i przed oblotem 40 samolotów B-757 oraz 30 B-767. Tempo produkcji wynoszące w 1978 r. po 18 samolotów miesięcznie ma wzrosnąć w 1979 r. do 26,5 sztuki. Boeing rozpoczął energiczną kampanię w sprawie sprzedaży samolotów pasażerskich B-707-700, wyposażonych w 4 silniki CFM-56 o ciągu około 10 tys. daN produkcji General Electric — SNECMA. Termin dostawy pierwszych B-707-700 w połowie 1981 r. Dzięki nowym silnikom B-707-700 przy tej samej masie startowej i transporcie 160 pasażerów zasięg zwiększa się o 10% w porównaniu z obecnie użytkowanymi samolotami B-707-320, a poziom głośności zmniejsza się o 11 db. Oblot B-707-700 odbył się w listopadzie 1978 r.

● Wypadki w transporcie lotniczym USA. W Stanach Zjednoczonych eksploatowano w 1978 r. 210 tys. samolotów i śmigłowców w tym: 20,5 tys. samolotów wojskowych, 27 tys. samolotów pasażerskich wszystkich kategorii oraz 190 tys. samolotów lekkich i dyspozycyjnych. Pod względem bezpieczeństwa lotu przodują liniami przewoźnicy powietrzni: 0,4 wypadku śmiertelnego na blisko 2 miliardy pasażerokilometrów (1977 r.). W kategorii samolotów lekkich i dyspozycyjnych liczba przekracza 160 wypadków śmiertelnych na tę samą ilość wylatanych pasażerokilometrów, a więc 10 razy więcej niż w transporcie samochodowym, 100 razy więcej niż przy przewozach autobusami i 1000 razy więcej niż w transporcie kolejowym. Od 1960 r. w USA miały miejsce 2 zderzenia samolotów liniowych, 18 zderzeń samolotów liniowych i lekkich, 39 zderzeń samolotów wojskowych z lekkimi i 437 zderzeń samolotów lekkich. Przyczyną tej liczby zderzeń jest złe wyposażenie samolotów lekkich w przyrządy nawigacyjne. Katastrofy wojskowych samolotów myśliwsko-bombowych pionowego startu AV-8A (amerykańska odmiana brytyjskich Harrierów) powtarzają się coraz częściej. W październiku 1978 r. zdarzyła się trzydziesta druga z kolei katastrofa, tak że jedna trzecia floty AV-8A liczącej 110 sztuk uległa zniszczeniu. W katastrofach zginęło 11 lotników.



WŁOCHY

● Oblot nowej turbośmigłowej odmiany popularnego samolotu P-68T odbył się 12. 09.1978 r. Turbośmigłowy Piaggio P-68T wyposażony jest w 2 silniki Allison-250-B-117 po 251 kW. W porównaniu z odmianą podstawową P-68 ma wydłużony kadłub o 40 cm i chowane podwozie. Masa startowa P-68 wynosi 2500 kg a rozbieg — 400 m.

● Firma Alfa Romeo (filla państwowego konsorcjum Finmeccanica) zawarła umowę kooperacyjną z General Electric, w myśl której będzie współpracowała z amerykańskim koncernem przy projektowaniu, pracach rozwojowych i produkcji silników CF-6-32 o ciągu 14,5 tys. daN i 16,5 tys. daN przeznaczonych dla nowej generacji samolotów pasażerskich Boeinga, tj. B-757, B-767, B-777. Alfa Romeo współpracuje również z Rolls-Royce przy pracach nad tanim turbośmigłowym silnikiem RR-318 o mocy 450 kW. Próby w locie RR-318 odbędą się w połowie br.

● W sierpniu ub. roku odbył się oblot pierwszego seryjnego treningowo-szturmowego samolotu Aeromacchi MB-339. Do końca 1978 r. miało być zbudowanych kilka dalszych seryjnych MB-339.

● W IV kwartale 1978 r. przemysł lotniczy tego kraju zatrudniał około 32 tys. pracowników, z czego 19,5 tys. w produkcji płatowców, 5,4 w produkcji silników, a 7,1 tys. — wyposażenia.

Zadania i przyszłość odrzutowych samolotów treningowo-bojowych (VII)

Mgr WŁODZIMIERZ WAŚKOWSKI

W artykule omówiono koncepcję i budowę prototypów samolotu Fouga-90, znaczne uproszczenie konstrukcji i zmniejszenie liczby elementów, co przyniesie skrócenie czasu pracy i potaniecie kosztów produkcji, zespół napędowy do samolotu zapewniający znacznie wyższe osiągi i ekonomię eksploatacji w porównaniu z silnikami stosowanymi w samolocie Fouga-Magister, planowaną metodę szkolenia na Fouga-90 oraz przewidywany zakres operacji bojowych samolotu.

Aerospatiale Fouga-90

Firma Aerospatiale podjęła prace nad lekkim dwusilnikowym odrzutowym samolotem treningowym, mającym bogaty zestaw uzbrojenia alternatywnego (rakiety, pociski kierowane, bomby, broń lufowa itp.), a zatem nadającym się do operacji wsparcia, z dwóch powodów:

— konieczność wyposażenia szkół pilotów wojskowych w nowoczesny sprzęt do pierwszego etapu treningu zaawansowanego. Istniejący sprzęt — samoloty CM-170 Fouga-Magister, choć ze względów oszczędnościowych będą jeszcze eksploatowane do 1985 r., jednak wykazują już cechy zestarzenia moralnego i nie odpowiadają wymogom stawianym przez współczesne metody szkolenia;

— dążenie Aerospatiale do rozszerzenia profilu swej produkcji o samoloty wojskowe. W tym celu firma przystąpiła do modernizacji wojskowych samolotów transportowych Transall (1978 r.) oraz do budowy nowej odmiany morskich samolotów Atlantic (ich produkcja ma się rozpocząć na przełomie lat 1980/1981), lekkiego samolotu tłokowego TB-30 o mocy silnika 220 kW (300 KM) i odrzutowego samolotu treningowego Fouga-90.

Należy podkreślić, iż całość nakładów związanych z pracami projektowymi, rozwojowymi, oprzyrządowaniem produkcji i produkcją seryjną Fouga-90 ponosi sama Aerospatiale, nie korzystając z żadnych dotacji państwowych.

Koncepcja i prototypy

Koncepcję samolotu Fouga-90 opracował zespół, któremu zlecono modernizację bardzo udanego w swoim czasie odrzutowego samolotu treningowego CM-170 Fouga-Magister.

Samolotów tych wyprodukowano 916 szt., a więc bardzo dużo jak na stosunki europejskie, z tego 621 szt. zbudowała Francja, pozostałe zostały wyprodukowane na licencji przez Finlandię — 59 szt., Izrael — 48 szt. i RFN — 188 szt. Do 1.01.1979 r. w użytkowaniu lotnictwa wojskowego szesnastu państw znajdowało się jeszcze 647 samolotów Fouga-Magister.

Podstawowym zadaniem zespołu projektantów samolotu Fouga-90 było obniżenie kosztów budowy i eksploatacji samolotu przez poważną modernizację płatowca Fouga-Magister oraz jego wyposażenia nawigacyjnego i elektronicznego, a także przez zastosowanie nowego zespołu napędowego i wytypowanie nowego zestawu uzbrojenia. Pierwsza koncepcja samolotu Fouga-90 została opracowana w listopadzie 1976 r.

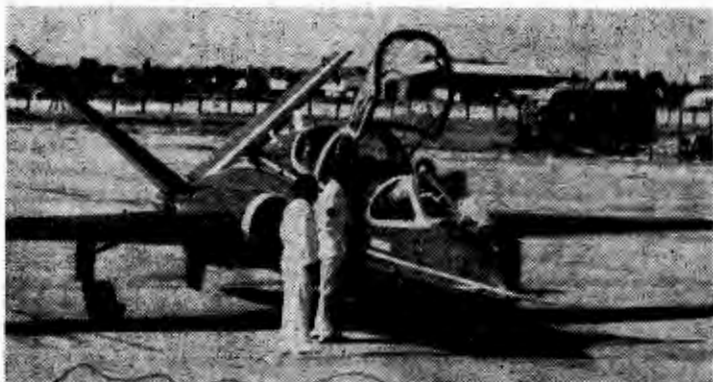
W kwietniu 1977 r. Aerospatiale powołała wyodrębniony zespół roboczy składający się z projektantów, technologów, techników i robotników, który w warsztatach zakładów realizował koncepcje projektantów. W czasie największego natężenia prac rozwojowych Fouga-90 zespół roboczy liczył 102 osoby.

Od kwietnia do czerwca 1977 r. prace były tak zaawansowane, iż na Salonie Lotniczym w Le Bourget (czerwiec 1977 r.) została wystawiona makieta Fouga-90.

Po uzyskaniu odpowiednich informacji od przyszłych nabywców, już w listopadzie 1977 r. Aerospatiale zaczęła dopracowywać przedstawione projekty. Zespół obowiązywała zasada *design-to-cost*, a więc przyjęcia najniższego z możliwych współczynnika kosztów prac rozwojowych i wytwarzania w stosunku do wartości użytkowej samolotu.

Wydaje się, iż te wymogi, jeżeli chodzi o pierwsze dwa prototypy, zostały spełnione i że zespół współczynników porównywalnych koszt-osiągi-cena można uznać za bardzo dobry.

Oto kilka przykładów: prace nad płatowcem CM-170 Fouga-Magister wynosiły 17,1 tys. roboczogodzin, przy Fouga-90 (bez instalacji katapultowych foteli pilota i ucznia lub strzelca) — 10,4 tys. roboczogodzin, oszczędność robocizny wynosi zatem 40%. Biorąc pod uwagę koszty materiałów i wyposażenia, koszt produkcji płatowca Fouga-90 będzie niższy niż jego poprzednika o 34%, a koszt samolotu — uwzględniając znacznie kosztowniejszy napęd — o 20%. Samolot jest nowoczesny i odpowiada wymaganiom stawia-



▲ Rys. 2. Prototyp samolotu Fouga-90 w locie

◀ Rys. 1. Prototyp samolotu Fouga-90 przed próbą w locie

nym przez nowe metody szkolenia i treningu. Obniżenie pracochłonności i niższy koszt należy przypisać również poważnej redukcji elementów oraz, w niektórych przypadkach, wmontowaniu zespołów o większej masie lecz znacznie tańszych.

Jednym z przykładów zmniejszenia liczby elementów jest nowa konstrukcja tylnej części kadłuba. W samolocie CM-170 Fouga-Magister było 500 elementów o masie 51 kg, a koszt produkcji tych elementów, przy serii liczącej 300 samolotów, wyniósł po 110 tys. fr. W samolocie Fouga-90, dzięki zastosowaniu konstrukcji stożkowej, uproszczeniu konstrukcji poszczególnych elementów, ich złączy itp. zmniejsza się masę o 7 kg i redukuje liczbę części do 142, tj. o 72%. Koszt produkcji tego zespołu przy tej samej wielkości serii obniża się do 50 tys. fr. Podobnie przedstawia się sprawa ze sterownicą: zamiast 63 części w starym samolocie — w nowym wmontowanych jest tylko 17 elementów, a ich koszt jest niższy o 50%.

Podobne przykłady świadczą o tym, że pod względem ceny Fouga-90 będzie samolotem konkurencyjnym w porównaniu ze swoimi bezpośrednimi odpowiednikami CASA-101 czy znajdującym się na etapie prac rozwojowych włoskim samolotem treningowym SIAI Marchetti S-211. Pod jednym zaś względem samolot Fouga-90 będzie miał nad nimi wyraźną przewagę — wyposażony jest w dwa silniki. Układ dwusilnikowy w przypadku treningu w poważnym stopniu może zwiększyć poczucie bezpieczeństwa nieodwiedzonego pilota, dzięki czemu efekt szkolenia powinien być szybszy. Obydwa fotele, instruktora i ucznia, są katapultowane od poziomu zero (typ foteli Martin Baker Mk.10). Mogą być one katapultowane albo łącznie, albo też osobno, podobnie jak w znacznie kosztowniejszych samolotach Alpha-Jet lub Hawk. Kabina ciśnieniowa jest bardziej komfortowa i odpowiada wymogom ergonomii (powiększono szerokość kabiny, zastosowano tablicę przyrządów o nowym układzie i pełną klimatyzację, fotele umieszczono schodkowo). Konstrukcja płata jest również udoskonalona.

Należy stwierdzić, że Fouga-90 w porównaniu z Fouga-Magister jest samolotem prawie nowym, chociaż zastosowano w nim wiele elementów konstrukcyjnych, jak również części z jego poprzednika.

Samolot zbudowano w bardzo krótkim czasie, gdyż od koncepcji, tj. od listopada 1976 r., do oblotu pierwszego prototypu samolotu Fouga-90 minęło zaledwie 18 miesięcy (oblot prototypu odbył się 20.08.1978 r.).

W Saint-Nazaire w pierwszym kwartale 1979 r. została zakończona budowa prototypu nr 02, który pod pewnymi względami różni się od swego poprzednika. Do jego konstrukcji wprowadzono kilka ulepszeń. Porównanie samolotów CM-170 Fouga-Magister oraz prototypów Fouga-90 nr 01 i 02 przedstawiono niżej.

DANE TECHNICZNE

	Fouga-Magister	Fouga 90-01	Fouga 90-02
Zespół napędowy	2×Marbore VI	2×Astafan IIG	2×Astafan IIG
Ciąg startowy	2×471(480)	2×695(707)	2×695(707)
			[daN(kG)]
Rozpiętość (w nawiasie ze zbiornikami na końcach skrzydeł)	11,40	11,82	11,96/12,15 [m]
Długość	10,06	10,38	10,33 [m]
Wysokość	2,80	3,08	2,80 [m]
Powierzchnia płata	17,30	18,38	18,38 [m ²]
Wydłużenie	7,4	7,6	7,6
Skos płata	13°	13°	13°
Masa własna	2150	2600	2409 [kg]
Masa startowa (odmiana trening.)	2850	3500	3500 [kg]
Masa startowa (odmiana bojowa)	3200		4200 [kg]
Pojemność zbiorników (wewn.+dodatk.)	730	660+194	[l]
Obciążenie płata (odmiana trening.)	165	190	190 [kg/m ²]
	Fouga-Magister	Fouga-90	
Prędkość maks. (h=4600 m)	745	640 [km/h]	
Wznoszenie	18	19 [m/s]	
Długość startu (h=23 m) przy maks. masie	665	675 [m]	
Długość startu na 1 silniku (h=15 m)		775 [m]	
Pułap	13 300	12 195 [m]	
Zasięg (+20 min rezerwy)	940	1400 [km]	
Zasięg (+20 min rezerwy z dodatkowymi zbiornikami)	1200	2000 [km]	

Zespół napędowy samolotu Fouga-90

Trzy najnowsze samoloty treningowo-bojowe, tj. Alpha-Jet, CASA-101 Aviojet oraz Fouga-90, zostały wyposażone w nowe zespoły napędowe: pierwszy w silniki Larzac 04, drugi w wojskową odmianę popularnego silnika Garrett AiResearch TFE731-2-2J i Fouga-90 w dwa silniki Turbomeca Astafan IIG. CASA-101 oraz Fouga-90 mają zainstalowane silniki o podobnym ciągu startowym: Fouga-90 wyposażona jest w dwa silniki Astafan IIG o ciągu po 695 daN (707 kg), a CASA-101 w jeden silnik o ciągu 1556 daN (1588 kg). Silniki Astafan IIG stanowią novum na rynku tego sprzętu.

W 1966 r. przystąpiono do prac rozwojowych nad silnikiem Astafan. W silniku tym wytwornica gazu zaadaptowana z silnika Astazou XVI o stałej prędkości obrotowej napędza dwustopniową przekładnię wentylatora o średnicy 560 mm i 11 łopatach o zmiennym skoku wykonanych z tytanu i sterowanych hydraulicznie. Ciąg regulowany jest przez zmianę skoku łopat wentylatora. Dotychczas zbudowano tylko 12 silników Astafan, lecz jego zespoły wylatały już wiele tysięcy godzin w silnikach Astazou, sam zaś silnik Astafan przeszedł 8 tys. h prób naziemnych oraz w locie na latającej hamowni.

W stosunku do Marbore VI użytego w dawnym samolocie Fouga-Magister, Astafan IIG ma małe zużycie paliwa — 0,387 kg/daNh (zamiast 1,10) w warunkach startowych. Jest to silnik drogi ze względu na skomplikowaną budowę (zastosowanie wentylatora Dowty i przekładni). Małe zużycie paliwa może rekompensować wysoką cenę silnika. Przy Ma=0,5 na wysokości 6000 m zużycie paliwa wynosi 0,70 kg/daNh, tj. dwa razy mniej niż silnika Marbore VI przy jednakowym ciągu (235 daN).

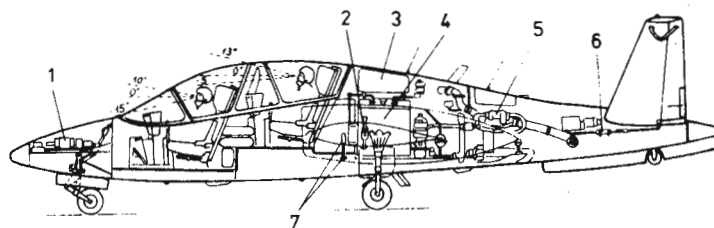
Poziom głośność silników Astafan IIG jest bardzo niska. W odległości 100 m od osi pasa startowego wynosi on 99,5 PNdb, w odległości 450 m — 83,3 PNdb. Uciszenie w stosunku do poziomu głośności silników Marbore VI wynosi odpowiednio 8 i 13 PNdb.

Przeznaczenie samolotu Fouga-90

Przyjmujemy, iż zgodnie z planami producentów silnika i płatowca Fouga-90 w produkcji seryjnej będzie odpowiadał pod względem charakterystyki i osiągnięć założeniom projektowym. Wówczas zakres zastosowania będzie przedstawiał się następująco.

Szkolenie i trening

Obecny program szkolenia pilotów wojskowego lotnictwa francuskiego obejmuje: 30 h szkolenia na samolocie tłokowym, 70 h treningu wstępnego na samolocie Fouga-Magister, 80 h treningu zaawansowanego na tej samej

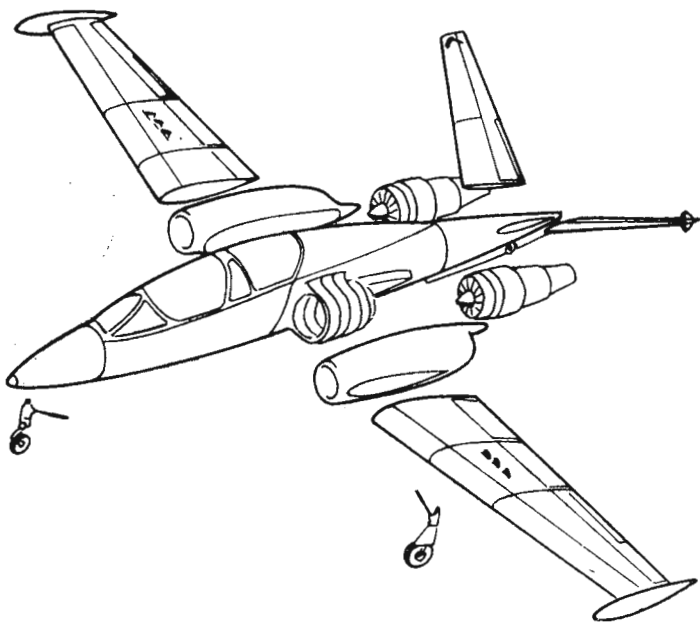


Rys. 3. Przekrój samolotu Fouga-90: 1 — wyposażenie awioniczne, 2 — hamulce aerodynamiczne, 3 — wolna przestrzeń dla dodatkowego wyposażenia, 4 — główny zbiornik paliwa, 5 — zespół urządzeń klimatyzacyjnych i ciśnieniowych, 6, 7 — zespoły urządzeń serwo

maszynie i 105 h treningu specjalistycznego na przestarzałych amerykańskich samolotach T-33 Shooting Star. Po wyposażeniu l'Armée de l'Air w nowy sprzęt, a więc w tłokowe samoloty TB-30, lekkie odrzutowe samoloty Fouga-90 oraz odrzutowe treningowo-bojowe samoloty Alpha-Jet, poszczególne etapy szkolenia będą obejmowały: 70 h szkolenia podstawowego na samolotach TB-30, 90 h na Fouga-90 oraz 75 h treningu zaawansowanego na samolocie Alpha-Jet.

Według opinii przedstawicieli l'Armée de l'Air koszt szkolenia ma być w tym przypadku obniżony o ok. 50% w stosunku do obecnych kosztów wyszkolenia pilota wojskowego (to wyliczenie nie obejmuje kosztów szkolenia operacyjnego).

Poszczególne etapy szkolenia mają przynieść następujące oszczędności: eksploatacja Alpha-Jet zamiast Shooting Star, który z powodu przestarzałego silnika nazywany jest „pożeraczem paliwa”, ma przynieść ok. 30% oszczęd-



Rys. 4. Koncepcja modułowej konstrukcji samolotu Fouga-90

ności, skrócenie czasu szkolenia na samolotach odrzutowych i jego wydłużenie na samolotach tłokowych (TB-30) daje zysk ok. 13%, wreszcie obniżenie kosztów szkolenia na Fouga-90 zamiast na starych CM-170 to dodatkowa oszczędność ok. 11%.

Ciekawie przedstawia się planowe obniżenie kosztów szkolenia i treningu na samolotach Fouga-90 w porównaniu z obecnymi kosztami treningu na Fouga-Magister:

— trening nawigacyjny na Fouga-90 (dystans 925 km), w skład którego wchodzi: jedno międzylądowanie, wznoszenie na wysokość na 10 000 m, lot poziomy przez 10 min oraz lądowanie trwa 1 h 25' i wymaga zużycia 320 kg paliwa. W tych samych warunkach CM-170 Fouga-Magister zużywa 505 kg paliwa;

— trening bez widzialności ziemi: wznoszenie na 3600 m, 10 min lotu poziomego, ponowne wznoszenie na 6500 m i kolejne 10 min lotu poziomego oraz lot nurkowy z wyłączonymi silnikami pochłaniają 1 h 10'. Fouga-90 ma zużyć tylko 400 kg paliwa, podczas gdy Fouga-Magister potrzebuje na wykonanie takiego zadania 650 kg.

Z porównania kosztów eksploatacji starego i nowego samolotu Fouga wynika, iż godzina lotu na Fouga-Magister średnio wymaga zużycia 415 kg paliwa, godzina lotu na Fouga-90 — 280 kg. Prace obsługowe przy starej Fouga-Magister pochłaniają dwa razy więcej czasu niż w przypadku Fouga-90 (4 h na godzinę lotu Fouga-90 i 8 h na godzinę lotu Fouga-Magister).

Przyjmując średni sumaryczny nalot roczny dla szkół pilotów wojskowych 40 tys. h — oszczędność uzyskana na zużyciu paliwa po wyposażeniu tych szkół w samoloty Fouga-90 wyniesie 5,44 mln kg paliwa, 160 tys. roboczogodzin obsługi naziemnej i 16 tys. cykli okresowych wymian silników i zespołów.

Rozpoznanie i ratownictwo

Na zaczepach podpłatowych Fouga-90 może zabierać dwie bomby oświetlające (flary) i dwa zasobniki z aparatami fotograficznymi lub zespół środków służących do ratownictwa.

Operacje bliskiego wsparcia i bombardowania

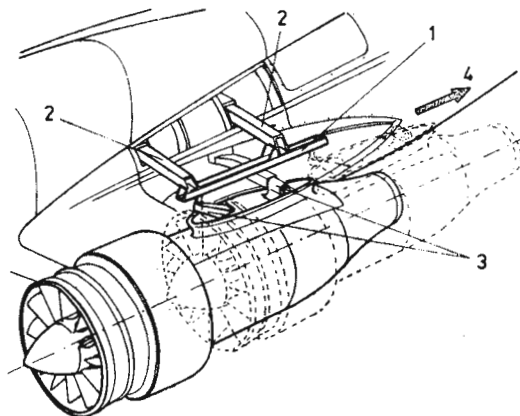
Fouga-90 jest wyposażona w pięć zaczepów, z czego cztery pod płatem i jeden pod kadłubem. Zaczep podkadłubowy w tej odmianie samolotu może być zlikwidowany, a do kadłuba mogą być wmontowane albo dwa karabiny maszynowe 7,62 mm, albo też jedno działko. Udźwig uzbro-

jenia na zaczepach przykadłubowych wynosi po 250 kg, a na pozostałych po 150 kg. Łączny, maksymalny udźwig uzbrojenia podwieszanego (bez broni lufowej) nie przekracza 800 kg. Jest to udźwig niewielki w porównaniu z udźwigiem hiszpańskiego samolotu CASA-101, który dysponuje ciągiem większym zaledwie o ok. 200 daN i może transportować dwa razy więcej uzbrojenia¹⁾.

Rozmieszczenie uzbrojenia podwieszanego w samolocie Fouga-90 przedstawia się następująco (na pierwszym miejscu uzbrojenie na zaczepach przykadłubowych):

- dwa zasobniki z pociskami wybuchowymi (po 20 szt. w każdym) i po 6 rakiet 68 mm; łącznie 310 kg;
- po dwie bomby 50 kg i po 1 zasobniku rakiet 68 mm (330 kg);
- cztery pociski kierowane przewodowo AS-11 do zwalczania broni pancernej (120 kg);
- działko 30 mm na każdym zaczepie przykadłubowym z amunicją (600 kg);
- po 1 bombie (2×250 kg) i po 1 bombie (2×125 kg), razem 750 kg;
- dwa zasobniki z rakietami (rakiety 253), razem 36 szt., masa 240 kg;
- cztery zasobniki z 18 rakietami każdy (235 kg).

Z powyższego wynika, iż Fouga-90, samolot przeznaczony przede wszystkim do szkolenia i treningu pilotów wojsko-



Rys. 5. Układ zawieszenia silnika Astafan IIG: 1 — szyna do zaczepów silnika, 2 — dźwigan zaczepów szyny, 3 — pozycja zamocowania silnika podczas pracy, 4 — kierunek demontażu silnika (czas operacji 8 min)

wych, dysponuje jednak dość poważnym zasobem broni zaczepnej. Jest to szczególnie ważny z dwu powodów:

— Fouga-90 może być wykorzystana dla uczniów francuskich szkół pilotów w procesie szkoły ognia,

— ponieważ samolot klasy Fouga-90 ma być eksportowany do słabo rozwiniętych krajów Trzeciego Świata wydaje się, że dzięki różnorodności alternatywnego uzbrojenia może on spełniać zadania lekkiego samolotu szturmowego, jak np. argentyński samolot Pucara zbudowany właśnie w tym celu.

Cena i szanse eksportu samolotów Fouga-90

Wydaje się, iż wielu użytkowników, poza Francją, samolotów CM-170 Fouga-Magister — to potencjalni odbiorcy samolotów Fouga-90. Orientacyjna cena Fouga-90 ma wynosić wg wartości franka francuskiego z końca 1978 r. ok. 6÷8 mln fr. (ponad 1,2 mln dol.) co oznacza, iż w porównaniu np. z samolotami CASA-101 jest ona nieco wygórowana. Zresztą cena samolotu jest negocjowana z odbiorcą przy zakupie, bowiem wpływają na nią poza względami ekonomiczno-handlowymi również czynniki pozaekonomiczne, np. polityczne. Dlatego przedwczesne jest wyciąganie jakichkolwiek wniosków dotyczących przyszłej możliwości zbytu, a zatem i wielkości produkcji tego samolotu.

¹⁾ Jest to wynik znacznie większego stosunku natężeń przepływu silnika Astafan IIG wynoszącego ok. 8:1 w porównaniu z 2,7:1 silnika TFE731, a tym samym większego spadku ciągu z prędkością lotu i większej masy zespołu napędowego — przyp. red.

Obróbka elektrochemiczna ECM tytanu i jego stopów

Mgr inż. ANDRZEJ SZULC
Instytut Technologii Mechanicznej
Politechniki Warszawskiej

W pracy przedstawiono ogólną charakterystykę tytanu i jego stopów. Omówiono ich własności mechaniczne i fizyczne. Podano wyniki badań dotyczące sposobu obróbki.

Ogólna charakterystyka tytanu i jego stopów

Tytan jest metalem o kolorze srebrzystym. Charakteryzuje się stosunkowo wysoką temperaturą topnienia (1941 K) i małą gęstością (4507 kg/m³). W stanie czystym nie znalazł szerszego zastosowania w przemyśle ze względu na silne powinowactwo chemiczne w stanie nagrzanym do tlenu, azotu i wodoru, co w znacznym stopniu komplikuje procesy jego wytwarzania i przetwarzania, gdyż w wielu przypadkach wywołuje konieczność stosowania atmosfer ochronnych. Szersze zastosowanie znalazły stopy tytanu głównie w przemyśle lotniczym i kosmonautycznym. Do głównych składników stopowych zalicza się: aluminium, molibden, wanad, mangan, chrom, cynę, żelazo, tantal i inne.

Stopy tytanu charakteryzuje wysoka wytrzymałość na rozciąganie (w zależności od składu $R_m=470\div 1800$ MPa) przy stosunkowo niskim ciężarze właściwym i wysokiej odporności na niskie i wysokie temperatury (w zależności od składu stopy tytanu stosuje się w temperaturach $20\div 973$ K).

Ze względu na oczywiste zalety stopów tytanu pojawił się problem kształtowania elementów i części z tego materiału konstrukcyjnego. W wyniku bardzo dużej liczby prac poświęconych obróbce skrawaniem stopów tytanu ustalono, że trudności występujące przy tej obróbce są spowodowane następującymi własnościami tytanu:

- duże powinowactwo chemiczne do gazów atmosferycznych, zwłaszcza w podwyższonych temperaturach,
- małe przewodnictwo cieplne,
- mały moduł sprężystości podłużnej,
- skłonność do oblepiania wiórami narzędzia i przedmiotu obrabianego.

Ze względu na powyższe stosuje się narzędzia ze stali stopowych o specjalnym składzie i innej niż dla obróbki stali getometrii ostrza [1].

Oprócz trudności technologicznych związanych z obróbką skrawaniem stopów tytanu, należy podkreślić znaczne zmiany ich własności wskutek reakcji w podwyższonych temperaturach (wynikających ze skrawania) ze składnikami atmosfery. Ogólnie rzecz

biorąc, obróbka skrawaniem stopów tytanu jest trudna technologicznie i powoduje często znaczne, niekorzystne zmiany wierzchniej warstwy stopów. Z tego też względu zaleca się — wszędzie, gdzie jest to tylko możliwe — stosowanie innych metod kształtowania stopów tytanowych. Do takich metod należy obróbka elektrochemiczna ECM.

Aktywacja anodowa powierzchni stopów tytanowych w obróbce ECM

Tytan i większość jego stopów w zetknięciu z powietrzem lub roztworami wodnymi pokrywa się szczelną, pasywną błoną tlenową. W przypadku polaryzacji anodowej (dla potencjałów poniżej tzw. potencjału aktywacji V_{akt}) błona ta zwiększa swoją grubość [2]. Wartość potencjału anodowego V_{akt} zależy od rodzaju występujących w roztworze anionów i od temperatury elektrolitu. Po osiągnięciu przez metal V_{akt} zachodzi zniszczenie błonki pasywnej i zaczyna się intensywne roztwarzanie anody. W początkowym okresie procesu obróbki ECM tytanu i jego stopów ma więc miejsce anodowa aktywacja powierzchni obrabianej [3, 4, 5]. Do obróbki należy dobierać takie elektrolity, aby potencjał aktywacji V_{akt} był możliwie niski. Z danych wg [5] wynika, że V_{akt} czystego tytanu (BTOO) przesuwają się w stronę dodatnich wartości od +2 do +18 V dla roztworów soli o anionach ustawionych w szeregu: Br^- , Cl^- , ClO_4^- , NO_3^- , ClO_2^- . Jednakże w wielu roztworach roztwarzanie anodowe stopów tytanu może przebiegać przy znacznie niższych potencjałach niż V_{akt} , co jest uwidocznione na galwanostatytycznych krzywych polaryzacyjnych (rys. 1 wg [5]). Z krzywych tych wynika konieczność tylko chwilowego (w pierwszej chwili) podania podwyższonego napięcia, w celu przeprowadzenia aktywacji powierzchni obrabianej. Należy przy tym mieć na uwadze, że proces aktywacji ma początkowo lokalny charakter — przeniecie błonki tylko w kilku miejscach i roztwarzanie ma charakter pittingowy. Na powierzchni obserwuje się pojawienie makrodefektów geometrycznych.

Zasadniczy wpływ na obniżenie potencjału intensywnego roztwarzania V_{akt} ma temperatura elektrolitu, co widać na rys. 2 wg [6]. Z rysunku tego wynika, że potencjał aktywacji ulega zmniejszeniu wraz ze wzrostem temperatury elektrolitu (np. wg [3] dla obróbki stopów BT1, BT3-1 w roztworach NaCl gradient spadku wynosił

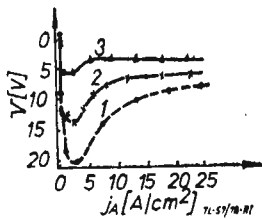
50 mV/K). Fakt ten tłumaczy się podwyższeniem aktywności reagujących ze stopem anionów i chlorowców oraz bardzo wolnym tworzeniem się pasywnych błonek tlenkowych [4].

Dobór elektrolitów i badania obrabialności stopów tytanu metodami elektrochemicznymi

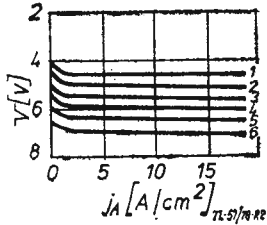
W początkowej fazie obróbki elektrochemicznej stopów tytanu stosowano roztwory NaCl podgrzewane do temperatury $313\div 333$ K, przy czym obróbka przebiegała przy podwyższonym napięciu. Praca przy takich parametrach była nietechnologiczna i nie gwarantowała odpowiedniej jakości powierzchni. W związku z tym powstał problem takiego doboru elektrolitów, które pozwoliłyby otrzymać wysoką jakość powierzchni przy napięciach na elektrodach $9\div 15$ V i temperaturze do 303 K. W pracy [7] omówiono wyniki badań nad tym problemem. Składy elektrolitów zawiera tablica 1. W tablicach 2 i 3 zestawiono wyniki badań obrabialności niektórych stopów tytanowych w elektrolitach o składzie jak w tablicy 1.

W wyniku badań stwierdzono, że największy wpływ na chropowatość powierzchni ma natężenie prądu, przy czym optymalna wartość natężenia prądu jest różna dla różnych stopów, co pokazano na rys. 3a i 3b. I tak np. dla stopu BT5-1 najmniejszą chropowatość osiągnięto przy gęstościach prądu $j_A=28\div 32$ A/cm², a dla OT4 przy $j_A=20\div 28$ A/cm². Zależność gęstości prądu od wielkości szczeliny międzyelektrodowej, wydatku i temperatury elektrolitu pokazano na rys. 4. Stwierdzono także dodatkowo duży wpływ pulsacji wyprostowanego prądu na obrabialność stopów tytanowych. Przy zastosowaniu generatorów z wygładzoną pulsacją obróbka praktycznie nie przebiegała, z wyjątkiem elektrolitu nr 4. W analizie krytycznej wyników badań [7] warto zwrócić uwagę na stosunkowo niskie gęstości prądu, a tym samym i małe wydajności procesu ECM, co wiąże się ze znacznym wydłużeniem czasów obróbkowych.

Próby intensyfikacji procesu ECM w przypadku obróbki stopów BT3-1 i TC-5 przedstawiono w pracy [8]. Obrabiano próbki o powierzchni $3\cdot 10^{-4}$ m² w 15% wodnym roztworze NaCl przy ciśnieniu 0,5 MPa i szczelinie międzyelektrodowej $S=0,05\div 2,0$ mm. Osiągnięto wysokie szybkości zdejmowania materiału. Wyładowanie iskrowe w szczelinie następowało dopiero przy gęstościach prądu $j_A=200$



Rys. 1. Anodowe galwanostaticzne krzywe polaryzacyjne: 1 i 2 — dla tytanu, 3 — dla stopu BT3-1, otrzymane w 3N roztworze NaCl przy prędkościach elektrolitu 1 ms⁻¹ (krzywe 2 i 3) i 6 ms⁻¹ (krzywa 1)



Rys. 2. Potencjodynamiczne polaryzacyjne krzywe dla stopu BT1 w roztworze NaCl przy temperaturach: 1 — 343 K; 2 — 333 K; 3 — 323 K; 4 — 313 K; 5 — 303 K; 6 — 293 K

A/cm². Przy gęstościach prądu $j_A = 133 \div 200$ A/cm² osiągnięto chropowatość $R_a = 0,32$ μm , przy czym stwierdzono znacznie większy wpływ gęstości prądu niż nagrzewania elektrolitu na ten parametr. Znaczny wpływ na chropowatość powierzchni stopów tytanu obrabianych ECM ma doprowadzenie do elektrolitu sprężonego powietrza. Wyniki badań wpływu sprężonego powietrza na jakość powierzchni stopu BT-8 oraz warunki w jakich zostały przeprowadzone zestawio-

TABLICA 1

Numer elektrolitu	1	2	3	4
Skład elektrolitu	w procentach wagowych			
KNO ₃	11,5 ± 0,16	6,5 ± 0,1	4,8 ± 0,1	—
KBr	—	3,4 ± 0,1	1,25 ± 0,05	10 ± 0,5
NaCl	8 ± 0,1	6,9 ± 0,1	4,8 ± 0,1	10 ± 0,5
Na ₂ SO ₄	—	—	0,45 ± 0,05	—
H ₂ O	80,5 ± 0,2	83,2 ± 0,3	88,7 ± 0,3	80 ± 1

TABLICA 2

Obrabiane stopy	Elektrolit nr	Chropowatość R_a [μm]	Wydajność procesu z powierzchni 10 cm ² [mm ³ /s]
BT-8	1	1,25	5,83 ± 6,00
	2	2,5 ± 1,25	6,33 ± 6,66
	3	2,5 ± 1,25	6,66 ± 6,83
BT-9	1	1,25	5,50 ± 5,66
	2	2,5	4,66 ± 5,00
	3	1,25	5,00 ± 5,17
	4	2,5	6,33 ± 6,66
BT3-1	1	2,5	4,50 ± 4,67
	2	5 ± 2,5	5,00 ± 5,17
	3	1,25	3,33 ± 3,50
	4	1,25	6,66 ± 6,83
BT-14	1	1,25	4,50 ± 4,67
	2	2,5 ± 1,25	3,33 ± 3,50
	3	5 ± 2,5	3,83 ± 4,00
	4	1,25	3,33 ± 3,50
BT5-1	4	2,5 ± 1,25	5,50 ± 5,67
OT-4	4	2,5 ± 1,25	5,00 ± 5,17

TABLICA 3

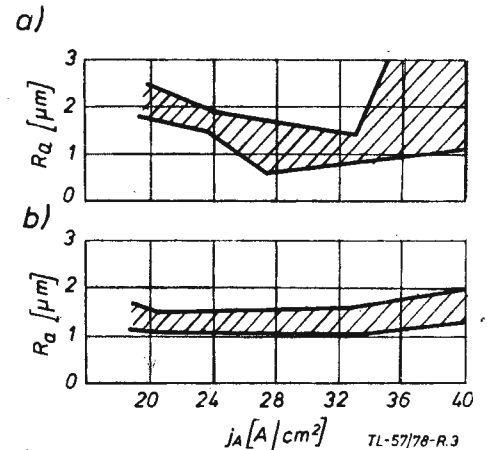
Obrabiane stopy	Elektrolit nr	Napięcie na elektrodach [V]	Gęstość prądu [A/cm^2]	Ciężenie elektrolitu [MPa]	Temperatura elektrolitu [K]	Szczelina międzyelektrodowa [mm]
BT-8	1	9 ± 10	7 ± 8	0,4	295 ± 303	0,5
	2	9 ± 10	7 ± 8	0,4	293 ± 303	0,5
	3	13 ± 14	14	0,4	278 ± 303	0,5
BT-9	1	12 ± 13	20 ± 22	0,4	298 ± 308	0,5
	2	12 ± 13	24 ± 27	0,4	298 ± 303	0,5
	3	11 ± 12	19 ± 22	0,4	298 ± 303	0,3
	4	10 ± 11	28 ± 34	0,4	298 ± 303	0,5
BT3-1	1	12 ± 13	20 ± 22	0,4	293 ± 298	0,3
	2	12 ± 13	21 ± 25	0,4	298 ± 303	0,5 ± 1
	3	12 ± 13	20 ± 24	0,4	293 ± 298	0,3 ± 0,5
	4	10 ± 11	28 ± 30	0,4	293 ± 298	0,5
BT-14	1	12 ± 13	22 ± 26	0,4	298 ± 303	0,5
	2	12 ± 13	15 ± 18	0,4	293 ± 298	0,7
	3	13 ± 14	16 ± 19	0,4	293 ± 298	0,5
	4	10 ± 11	31 ± 37	0,4	298 ± 303	0,5
BT5-1	4	10 ± 11	27 ± 33	0,4	298 ± 303	0,5 ± 0,7
OT-4	4	11 ± 12	20 ± 28	0,4	298 ± 303	0,5 ± 1,0

no w tablicy 4 wg [9]. W opisanych warunkach udało się uzyskać gładką błyszczącą powierzchnię odpowiadającą $R_a = 0,16 \div 0,08$ μm .

Stan warstwy wierzchniej stopów tytanu po obróbce ECM

Prowadzeniu procesu ECM w wodnych roztworach towarzyszy wydzielanie się na elektrodach (w zależności od komponentów roztworu) gazów, a m.in. tlenu, wodoru, chloru, azotu. W przypadku obróbki stopów tytanu w omawianych roztworach obserwuje się często znaczne nawodorowanie powierzchni obrabianych elementów, powodujące powstanie w warstwie wierzchniej naprężeń rozciągających. Wg [10] w zależności od rodzaju stopu, elektrolitu oraz parametrów hydraulicznych i elektrycznych naprężenia te zalegały na głębokościach 10 ÷ 30 μm i miały wartość 10 ÷ 300 N/mm². Zagadnienie wprowadzenia gazów do warstwy wierzchniej stopów tytanowych BT-9, BT-20 i OT-4 w wyniku ECM stosunkowo szeroko omówiono w pracy [11]. W rezultacie badań stwierdzono, że nasycenie gazami warstwy wierzchniej zawiera się w granicach: tlen 0,08 ÷ 0,40%, wodór 0,005 ÷ 0,020%. Przy zastosowaniu elektrolitu o składzie: (15 ± 1)% NaCl + (10 ± 1)% NH₄NO₃ + (75 ± 2)% H₂O w czasie ustalania parametrów obróbki zapewniających nawodorowanie warstwy wierzchniej w dopuszczalnych przedziałach stwierdzono, że wzrost natężenia prądu z 9 A/cm² do 42 A/cm² przez zwiększenie stężenia z 3% do 35% zmniejsza nawodorowanie powierzchni z 0,02% do 0,007%. Badania nad wpływem natężenia prądu i napięcia oraz szczeliny międzyelektrodowej wykazały minimalne nawodorowanie bo ok. 0,006% przy $U = 17$ V, $S = 0,5 \div 0,6$ mm, $j_A = 26$ A/cm². Ze zwiększeniem napięcia natlenienie zwiększa się od 0,10% przy $U = 12$ V ($j_A = 10$ A/cm²) do 0,18% przy $U = 22$ V ($j_A = 50$ A/cm²). Nawodorowanie przy tych gęstościach prądu wynosi odpowiednio 0,018% i 0,011%.

Najmniejsze nawodorowanie (0,005%) i natlenienie (0,08%) — co odpowiada normalnej zawartości wodoru i tlenu w stopach tytanu zgodnie z GOST — otrzymano przy temperaturze elektrolitu równej 301 K ($j_A = 26$ A/cm²). W temperaturach powyżej 306 K obser-



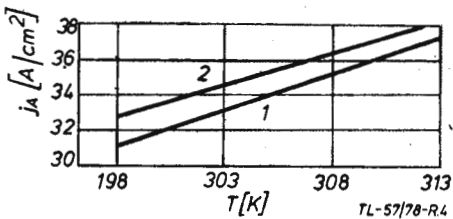
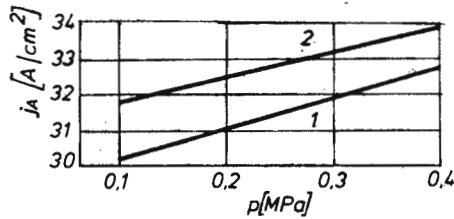
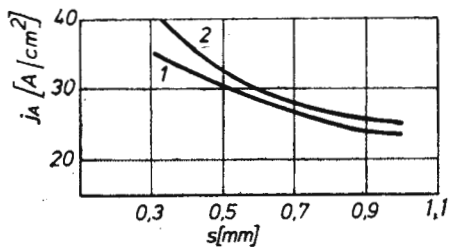
Rys. 3. Wpływ gęstości prądu na chropowatość powierzchni przy obróbce: a — stopów BT5-1; b — stopów OT-4

wuje się gwałtowny wzrost nasycenia gazami warstwy wierzchniej.

Badania nad wpływem pH elektrolitu na nawodorowanie wykazały konieczność obróbki stopu OT4-2 w elektrolitach kwaśnych (pH 4 ÷ 6), a stopów BT-9 i BT-20 w elektrolitach zasadowych (pH 8 ÷ 10 i odpowiednio pH 10 ÷ 12). Zastosowanie zasadowego elektrolitu 15% NaCl + 10% NH₄NO₃ z dodatkiem NaOH, tak aby pH zwiększyć do 9 (dla stopu BT-9) lub do 11 (dla stopu BT-20) prowadzi do znacznego zmniejszenia nawodorowania warstwy wierzchniej w porównaniu z tym samym elektrolitem o podniesio-

TABLICA 4

Warunki badań			Wysokość mikrorówności R_a [μm]
skład elektrolitu i jego koncentracja [g/dcm ³]	szczelina międzyelektrodowa [mm]	napięcie robocze [V]	
NaCl — 100	0,3	14	18,2
NaCl — 100 + powietrze			
NaCl — 100	0,3	14	7,4
+ powietrze			
NaCl — 100	0,3	12	17,9
NaCl — 100 + powietrze			
KNO ₃ — 190	0,3	15	27,6
KNO ₃ — 190 + powietrze			
NaNO ₃ — 100	0,3	14	43,0
NaNO ₃ — 100 + powietrze			
	0,3	14	1,8



Rys. 4. Zależność gęstości prądu od szczeliny międzyelektrodowej, wydatku i temperatury elektrolitu: 1 — dla stopu BT5-1; 2 — dla stopu OT-4

nej (dodanie kwasu solnego) kwasowości do pH 4,5. Jednocześnie obserwuje się szybki wzrost natlenienia powierzchni — niemniej nie przekracza ono dopuszczalnych granic.

W podsumowaniu pracy [11] autorzy zalecają stosowanie do obróbki stopów tytanu BT-9, BT-20, OT4-2 elektrolitu o składzie: (15±1)% NaCl+(10±1)% NH₄NO₃+(75±2)% H₂O przy następujących warunkach i parametrach:

- napięcie na elektrodach $U=18\pm\pm 1$ V
- temperatura elektrolitu $t_e=301\pm\pm 5$ K

- ciśnienie elektrolitu powyżej $p>0,3$ MPa
- szczelina międzyelektrodowa $S=0,3\div 0,6$ mm
- pH dla stopów BT-9, BT-20, OT4-2 odpowiednio $9\pm 1, 11\pm 1, 4\pm 1$.

W tych warunkach nawodorowanie powierzchni wynosi $0,001\div 0,002\%$ z głębokością przeniknięcia $30\div 50$ μ m, natlenienie powierzchni (w porównaniu z wyjściowym) dla stopów BT-9 i BT-20 zawiera się w granicach $0,04\div\div 0,08\%$, a dla stopu OT4-2 w granicach $0,24\div 0,28\%$ z głębokością przeniknięcia w granicach $50\div 100$ μ m. Uzyskiwano chropowatości $R_a=0,7\div 1,3$ μ m.

Radycznie sprawę nawodorowania powierzchni stopów tytanowych w procesie ECM rozwiązuje zastosowanie elektrolitów bezwodnych, takich jak roztwory KOH, ZnCl₂, CuCl₂, CaCl₂, MgCl₂, NaNO₃ w metanolu oraz ZnJ₂, ZnBr₂, NaNO₃, NH₄Cl, NH₂SO₃H w formamidzie [12]. Niestety wydajność procesu ECM w roztworach bezwodnych jest kilka do kilkunastu razy niższa w porównaniu z roztworami wodnymi.

Wnioski

Przedstawione w artykule wyniki prac zagranicznych pozwalają stwierdzić, że uzyskanie dobrej obrabialności elektrochemicznej stopów tytanu wymaga szerszych badań wstępnych nad określeniem warunków obróbki, przy czym zasadniczego znaczenia (w odróżnieniu od większości stali) nabiera problem prawidłowego doboru elektrolitu. Należy jednocześnie zaznaczyć, że wyniki badań zagranicznych nie mogą być bezpośrednio stosowane w praktyce przemysłowej, a mogą stanowić jedynie punkt wyjścia w badaniach nad obróbką konkretnego stopu tytanu. Związane jest to przede wszystkim z brakiem pełnej infor-

macji o warunkach badań oraz publikowaniem często sprzecznych informacji.

LITERATURA

1. A. CISZEWSKI, T. RADOMSKI: Obróbka oraz łączenie tytanu i jego stopów. Nowa Technika, zeszyt 74.
2. A. D. DAWYDOW, W. D. KASZCZEJEW: Anodnoje powedenie mietalłow pri elektrochimiczeskoj razmernoj obrabotke. Itogi nauki i techniki. Elektrochemia tom 9, Moskwa 1974 r.
3. A. D. DAWYDOW, W. D. KASZCZEJEW: Razmernaja elektrochimiczeskaja obrabotka mietalłow. Tuła 1969 r.
4. W. D. KASZCZEJEW, S. W. KŁOPOWA, A. D. DAWYDOW: Elektronnaja obrabotka mietalłow, nr 1, 12, 1969 r.
5. A. D. DAWYDOW, R. A. MIRZOJEW, W. D. KASZCZEJEW: Elektrofizyczeskije i elektrochimiczeskije metody obrabotki mietalłow MDNTP, 1972 r.
6. F. W. SEDYKIN: Razmernaja elektrochimiczeskaja obrabotka detalej maszin, Moskwa, Maszynostrojente 1976 r.
7. W. A. SMANEW, N. I. POTAPOWA, I. A. SIRAZ: Podbor elektrolitow i issliedowanie obrabatywajemosti titanowych spławow elektrochimiczeskim metodom. Razmernaja elektrochimiczeskaja obrabotka mietalłow. Tuła 1969 r.
8. A. M. JEGOROW, A. G. MARDER: Obrabatywajemost titanowych spławow BT3-1 i TC-5 elektrochimiczeskim metodom. Elektrochimiczeskaja obrabotka mietalłow. Kiszynew Stinca 1971 r.
9. M. P. KORABLEW, M. A. MONINA, I. I. MOROZ: Wlijanje sostawa elektrolita i režima elektroliza na kaczestwo obrabotki titanowych spławow. Razmernaja elektrochimiczeskaja obrabotka detalej maszin. Tuła 1975 r.
10. P. A. KISELEW: Ostatocznoje napriazhenia w powierchnostnom słoje titanowych spławow posle EHO. Nowoje w elektrochimiczeskoj razmernoj obrabotke mietalłow. Stinca, Kiszynew 1972 r.
11. W. A. SMANEW, I. A. SIRAZ, H. D. PRONICZEW: Wlijanie režimow EHO na kaczestwo powierchnosti titanowych spławow. Nowoje w elektrochimiczeskoj razmernoj obrabotke mietalłow. Stinca, Kiszynew 1972 r.
12. I. E. BANNARD, I. R. TREBLE, P. A. BROOK: The electrochemical machining of titanium in non-aqueous electrolytes. International symposium for electromachining ISEM-5. Proceedings. Wolfsberg, Switzerland 1977 r.

POCZTA LOTNICZA

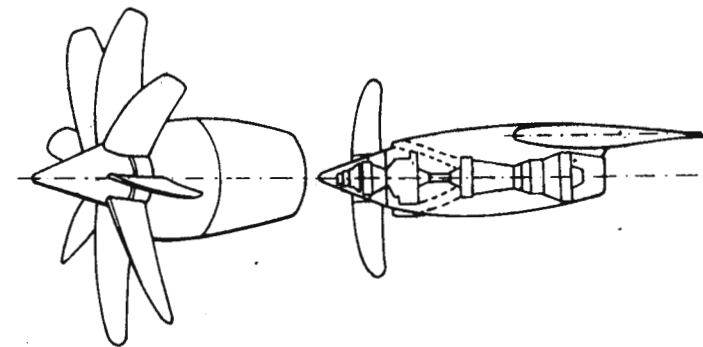
Specjalne śmigło „prop-fan”

W art. W. Kordzińskiego pt. Silniki do odrzutowych samolotów pasażerskich lat osiemdziesiątych (I) — TLiA nr 1/79 jest „specjalne śmigło w rodzaju „prop-fan” zapewniające dużą sprawność napędu przy prędkościach lotu $100\div 1000$ km/h...” Gdzie o tym można przeczytać?

(S. Podhaniuk — Łódź)

„Prop-fan” zajmuje pośrednie miejsce między zwykłym śmigłem a jednostopniowym wentylatorem napędowym, np. silnika dwuprzepływowego o dużym stosunku natężeń przepływu. Można go określić jako śmigło o stosunkowo małej średnicy z 6÷8 łopatkami napędzane za pośrednictwem przekładni przez silnik turbinowy lub jako wentylator o małej liczbie przestawialnych łopatek bez typowej dla wentylatorów osłony. Obciążenie powierzchni (stosunek pochłanianej mocy lub wytwarzanego ciągu do powierzchni zataczanej przez łopaty) śmigła typu „prop-fan” jest trzykrotnie większe od obciążenia równoważnego śmigła konwencjonalnego, jest natomiast mniejsze od obciążenia wentylatorów. „Prop-fan” ma łopaty o obrysie „szablastym” i o specjalnych profilach, które mają zapewnić przy liczbie Macha lotu 0,8 sprawność śmigła $75\div 80\%$. Do zwiększenia

sprawności przy dużych liczbach Macha lotu przyczyniają się również mniejsze niż w przypadku zwykłych śmigieł prędkości obwodowe końców łopatek wynikające z mniejszej średnicy „prop-fana”.



Na temat „prop-fanów” pisali m.in. Rohrbach i Metzger w AIAA Paper No 75-1208 oraz Gatzen i Hudson w SAE Paper 751085.

W.K.

Profilowanie tarcz wirników turbin przy wykorzystaniu współczesnych metod obliczeniowych

MARIAN BARAŃSKI
ZBIGNIEW DŻYGADŁO
JERZY KIERKOWSKI
STEFAN SZCZECIŃSKI
HENRYK WERS

W artykule przedstawiono metodę obliczeń wytrzymałościowych tarcz nośnych zespołów wirnikowych silników turbinowych, zmierzającą do takiego ukształtowania tarcz, aby uzyskać stałą wartość współczynnika równomierności rozkładu naprężeń χ . Porównano metodę ścisłą dla tarcz o stałej grubości metodą różnic skończonych i metodą elementów skończonych dla tarcz o zmiennej grubości. Przedstawiono sposób profilowania zmian grubości tarczy z wykorzystaniem wyników obliczeń wg pierwszej metody i kolejnych uściśleń metodą elementów skończonych.

Celem profilowania tarcz jest uzyskanie konstrukcji dostatecznie wytrzymałej, sztywnej i lekkiej [1÷5]. W tarczach turbin wielu współczesnych silników turbinowych tak kształtuje się zmiany grubości tarczy $h(R)$, aby uzyskać możliwie najrównomierniejszy rozkład naprężeń $\sigma_z(R)$, a ściślej — określając możliwie stały przebieg współczynnika równomierności rozkładu naprężeń χ . Podyktowane to jest rozkładem temperatury wzdłuż promienia i wynikającymi z tego rozkładu granicznymi naprężeniami dopuszczalnymi $\sigma_{dop} [T(R)]$.

Warunek stałości współczynnika $\chi = \frac{\sigma_{dop} [T(R)]}{\sigma_z(R)}$ zapew-

nia najwyższy stopień wykorzystania materiału, przy czym konstruktor stara się zapewnić jednocześnie warunek $\chi \approx 1$. Należy tu jednak zwrócić uwagę na fakt, że wysoki stopień wykorzystania materiału tarcz nośnych pociąga za sobą, jako skutek dużych naprężeń w tarczy, zwiększone przemieszczenia promieniowe. Będzie to miało istotny wpływ na wartość koniecznego do przyjęcia sumarycznego, montażowego luzu wierzchołkowego łopatek wirnikowych.

Metody obliczeniowe

Naprężenia w tarczach wyznaczamy, zakładając istnienie płaskiego stanu naprężeń. Posługujemy się równaniem równowagi wewnętrznej i związkami między naprężeniami a przemieszczeniami. Wg prawa Hooke'a można stosować zasadę superpozycji obciążeń mechanicznych i cieplnych. Naprężenia i odkształcenia złożonego stanu obciążeń będą sumą naprężeń i odkształceń składowych. W opracowaniu nieco szerzej opisano metodę elementów skończonych jako metodę najdokładniejszą przy możliwości wykorzystania maszyn matematycznych [6÷9].

Metoda ścisła

W płaskim stanie naprężeń równanie równowagi elementu (rys. 1) ma postać [1]:

$$(\sigma_r + d\sigma_r)(r + dr)(h + dh)d\varphi - \sigma_r r h d\varphi - 2\sigma_t h \sin \frac{d\varphi}{2} dr + \rho \Omega^2 r^2 h dr d\varphi = 0 \quad (1)$$

gdzie:

- ρ — gęstość materiału tarczy,
- Ω — prędkość kątowna,
- h — grubość tarczy,
- σ_r — naprężenia promieniowe,
- σ_t — naprężenia obwodowe.

Po zniesieniu nawiasów, redukcji i pominięciu małych wyższych rzędów równanie przyjmie postać:

$$hr \frac{d\sigma_r}{dr} + r\sigma_r \frac{dh}{dr} + h\sigma_r - h\sigma_t + \rho \Omega^2 r^2 h = 0 \quad (2)$$

Z równania tego po wprowadzeniu związków między naprężeniami a przemieszczeniami promieniowymi u otrzymujemy ostatecznie:

$$\frac{d^2 u}{dr^2} + \frac{1}{r} \left(1 + \frac{r}{h} \frac{dh}{dr}\right) \frac{du}{dr} - \left(1 - \nu \frac{r}{h} \frac{dh}{dr}\right) \frac{u}{r^2} = -Ar \quad (3)$$

gdzie:

$$A = \rho \Omega^2 \frac{1}{E} (1 - \nu^2) \text{ jest wielkością stałą.}$$

Całka tego równania ma dwie stałe nieoznaczone, których wartości wyznacza się po uwzględnieniu warunków brzegowych. Równanie (3) daje się łatwo scałkować tylko w jednym przypadku, a mianowicie dla $h(r) = \text{const}$; czyli dla tarczy płaskiej o stałej grubości.

Metoda różnic skończonych

Metoda ta jest szeroko stosowana przy obliczeniach wytrzymałościowych tarcz o zmiennej grubości $h(r)$ [1, 2, 3]. Wykorzystując równanie równowagi elementu (2) oraz związki między naprężeniami σ_r , σ_t i przemieszczeniami $u(r)$ otrzymuje się układ dwóch równań o dwóch niewiadomych:

$$\begin{aligned} d\sigma_r &= -\sigma_r \left(\frac{dh}{h} + \frac{dr}{r}\right) + \sigma_t \frac{dr}{r} - \rho \Omega^2 r^2 \frac{dr}{r} \\ d\sigma_t &= \sigma_t \left(\frac{dE}{E} - \frac{dr}{r}\right) + \sigma_r \left(\frac{dr}{r} - \nu \frac{dh}{h} - \nu \frac{dE}{E} + d\nu\right) + \\ &\quad - Ed(aT) - \rho \Omega^2 r^2 \nu \frac{dr}{r} \end{aligned} \quad (4)$$

Przedstawiony układ równań względem różniczkowych przyrostów naprężeń przekształca się do postaci przybliżonej, zastępując różniczki różnicami skończonymi. Na rys. 2a przedstawiono model tarczy z zaznaczonymi przekrojami do obliczeń tą metodą. Indeksy służą do oznaczania kolejnych, obliczeniowych przekrojów walcowych. Ze sposobu aproksymacji krzywej obrysu tarczy (rys. 2b) wynika dokładność tej metody [1].

Metoda elementów skończonych

Metoda ta jest współczesnym sposobem rozwiązywania problemów mechaniki pozwalającym w pełni wykorzystywać możliwości maszyn matematycznych [6]. Zasadnicze programy są jednakowe dla różnych struktur składających się z dowolnie połączonych prętów, płyt, powłok i tarcz. W wielu zagadnieniach inżynierskich wymagane jest znalezienie rozkładu naprężeń i odkształceń w kontinuum sprężystym. Z problemem tym spotykamy się m.in. przy obliczeniach tarcz nośnych zespołów wirnikowych silników turbinowych [7, 8, 9].

Problem może być rozwiązany w sposób przedstawiony niżej.

Na rys. 3 rozpatrzono kołowo-symetryczną tarczę z obciążeniem wieńcowym na obwodzie, z otworem w części centralnej, o grubości zmiennej wzdłuż promienia. Tarcza wiruje ze stałą prędkością kątowną w polu temperatur

o zmiennej wartości wzdłuż promienia. Przyjęto, że trzeba uwzględnić zmianę modułu sprężystości oraz współczynnika rozszerzalności cieplnej materiału. Zadanie polega na wyznaczeniu stanu przemieszczeń, odkształceń i naprężeń w niejednorodnej tarczy wirującej. Problem rozwiązuje się numerycznie za pomocą metody elementów skończonych, stosując podział tarczy na elementy współśrodkowe (rys. 3a). Sposób aproksymacji obrysu tarczy jest inny niż w metodzie różnic skończonych i zilustrowano go na rys. 3b. Punktem wyjścia jest równanie równowagi elementu, łączone z warunkami brzegowymi. Wykorzystano zasadę prac wirtualnych sformułowaną w postaci:

$$\delta V = \delta W_m + \delta W_K \quad (5)$$

gdzie:

- δV — wariacja energii sprężystego odkształcenia elementarnego pierścienia,
- $\delta W_m, \delta W_K$ — praca sił masowych i krawędziowych na przemieszczeniach wirtualnych,

$$\begin{aligned} \delta V &= 2\pi\delta q_i^T (K_i q_i - F_{Ti}) \\ \delta W_m &= 2\pi\delta q_i^T F_{mi} \\ \delta W_K &= 2\pi\delta q_i^T F_{Ki} \end{aligned} \quad (6)$$

przy czym:

- q_i — wektor względnych przemieszczeń krawędzi pierścienia
- K_i — macierz sztywności elementarnego pierścienia
- F_{Ti} — wektor obciążeń termicznych
- F_{mi} — wektor sił masowych
- F_{Ki} — wektor sił krawędziowych

$$q_i = \begin{Bmatrix} q_{1i} \\ q_{2i} \end{Bmatrix} \quad \begin{aligned} q_{1i} &= \frac{u_{i-1}}{R} = \bar{u}_{i-1} \\ q_{2i} &= \frac{u_i}{R} = \bar{u}_i \end{aligned} \quad (7)$$

$$F_{Ki} = R \begin{Bmatrix} -N_{ri-1} & r_{i-1} \\ N_{ri} & r_i \end{Bmatrix} \quad (8)$$

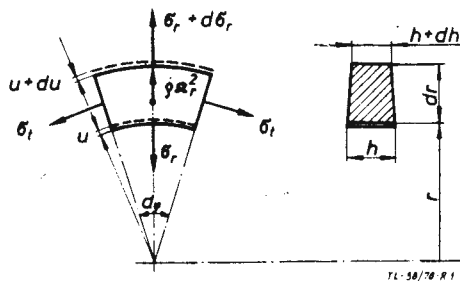
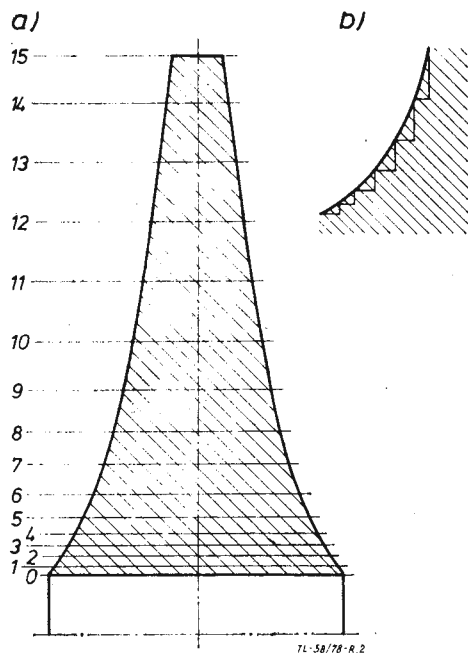
$$N_{ri} = \sigma_r(r_i) h(r_i) \quad (9)$$

Macierz sztywności K_i oraz wektory obciążeń termicznych F_{Ti} i masowych F_{mi} wyznaczono przyjmując, że przemieszczenie promieniowe elementu $u=u(r)$ oraz moduł Younga, odkształcenie termiczne i grubość tarczy zmieniają się liniowo. Otrzymamy macierzowe równanie równowagi elementu:

$$K_i q_i = F_{Ti} + F_{mi} + F_{Ki} \quad (10)$$

Po wyznaczeniu wyrazów macierzy sztywności oraz składowych poszczególnych wektorów równanie (10) sprowadza się następnie do postaci bezwymiarowej:

$$Q_i = A_i q_i + f_i \quad (i = 1, 2, 3, \dots, n) \quad (11)$$



Rys. 1. Element tarczy

Rys. 2a — obliczeniowy model tarczy dla metody różnic skończonych, b — sposób aproksymacji obrysu tarczy

Rys. 3. Tarcza z otworem: a — metoda elementów skończonych, b — sposób aproksymacji obrysu tarczy

gdzie:

- Q_i — jest wektorem o składowych $Q_{1i} = -\bar{N}_{ri-1}$, $Q_{2i} = \bar{N}_{ri}$
- \bar{N}_{ri} — względne napięcie promieniowe
- A_i — bezwymiarowa macierz sztywności
- f_i — suma bezwymiarowych wektorów obciążeń termicznych i masowych

$$\text{przy czym} \quad \bar{N}_{ri} = \frac{N_{ri}}{E_0 h_0} (1 - \nu^2) \quad (12)$$

W celu wyznaczenia przemieszczeń, odkształceń i naprężeń wprowadza się wektor p_i o składowych:

$$p_i = \frac{u_i}{\bar{N}_{ri}} \quad (13)$$

i równanie (11) sprowadza się do postaci rekurencyjnej

$$p_i = C_i p_{i-1} + q_i \quad (14)$$

gdzie: wyrazy macierzy C_i zależą od wyrazów macierzy A_i , a składowe wektora q_i zależą od składowych wektora f_i . Wykorzystując warunek brzegowy na zewnętrznej krawędzi tarczy dla $r=R$

$$\bar{N}_{rn} = \bar{N}_{i0p} = K_W \frac{\rho U^2}{E_0} (1 - \nu^2) \quad (15)$$

- K_W — bezwymiarowy współczynnik obciążenia wieńcowego
- $U = \Omega R$ — prędkość obwodowa na zewnętrznym promieniu tarczy oraz drugi warunek brzegowy dla tarczy z otworem

$$\text{dla } r = R_0 \quad \bar{N}_{r0} = 0 \quad (16)$$

z równania (14) wyznaczyć można bezwymiarowe przemieszczenie promieniowe u_i oraz napięcie promieniowe \bar{N}_{ri} w kolejnych przekrojach $i=1,2,3,\dots,n$. Odkształcenia określamy ze wzorów:

$$\epsilon_{ii} = \frac{\bar{u}_i}{\chi_i} \quad (17)$$

gdzie:

$$\epsilon_{ri} = \frac{\bar{N}_{ri}}{\bar{E}_i \bar{h}_i} - \nu \epsilon_{ii} + (1 + \nu) \epsilon_{Ti}$$

$$\bar{E}_i = E_i/E_0, \quad \bar{h}_i = h_i/h_0, \quad \chi_i = r_i/R$$

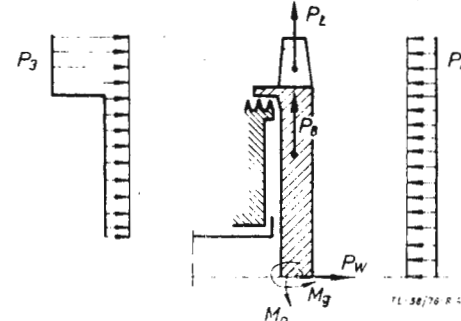
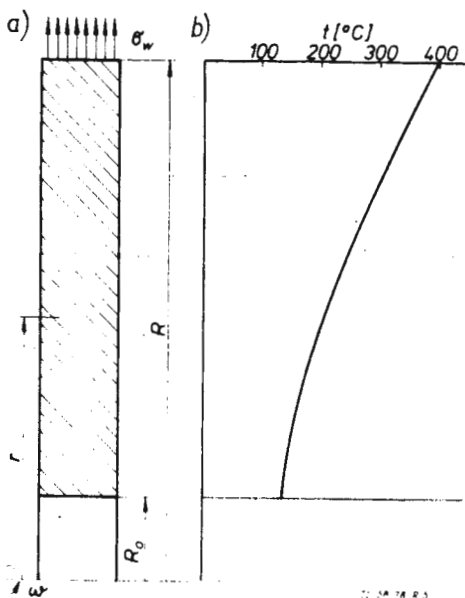
Następnie określa się napięcie obwodowe bezwymiarowe:

$$\bar{N}_{ii} = \frac{\sigma_{ii} h_i}{E_0 h_0} (1 - \nu^2) = \bar{E}_i \bar{h}_i [\epsilon_{ii} + \nu \epsilon_{ri} - (1 + \nu) \epsilon_{Ti}] \quad (18)$$

Wymiarowe wartości naprężeń otrzymujemy ze wzorów:

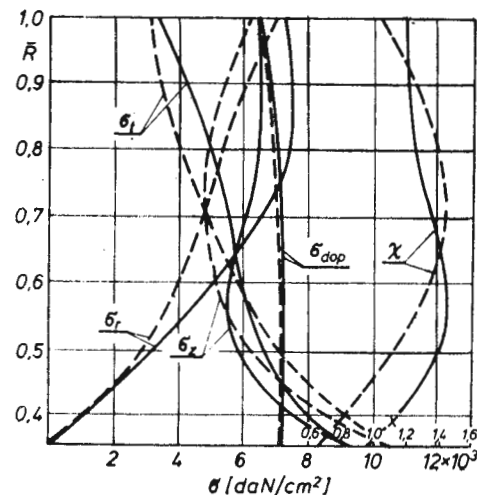
$$\sigma_{ri} = \bar{N}_{ri} \frac{E_0}{h_i (1 - \nu^2)} \quad (19)$$

$$\sigma_{ii} = \bar{N}_{ii} \frac{E_0}{h_i (1 - \nu^2)}$$

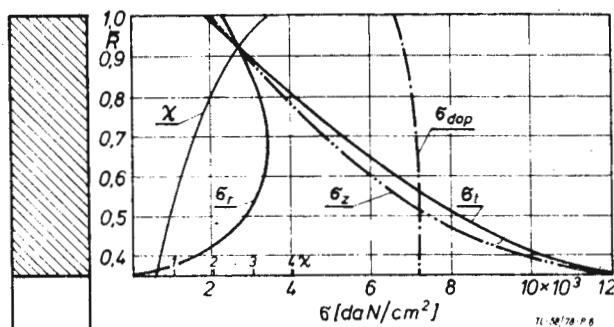


Rys. 4. Obciążenia działające na tarczę

Rys. 5. Model obliczeniowy i rozkład temperatury w tarczy płaskiej



Rys. 7. Przebieg naprężeń i współczynnika \$\chi\$



Rys. 6. Zmiana \$\sigma_r, \sigma_t\$, sumarycznych, zastępczych \$\sigma_z\$, dopuszczalnych \$\sigma_{dop}\$ oraz współczynnika \$\chi\$

Zaletą przedstawionej metody jest wyznaczanie składowych stanu naprężeń z równania równowagi i związków fizycznych bez różniczkowania wyrażenia na przemieszczenie.

Obciążenia działające na tarczę turbiny

Na tarczę turbiny podczas pracy silnika działa wiele złożonych obciążeń: zginanie siłami gazowymi i momentami giroskopowymi, skręcanie momentem obrotowym oraz siłami masowymi i nierównomiernym nagrzaniem. Schemat obciążenia tarczy ilustruje rys. 4.

Przy projektowaniu tarcz bierze się pod uwagę obciążenia główne, natomiast pozostałe uwzględnia się w przybliżeniu bądź też pomija, pamiętając o konieczności zredukowania ich wpływu do minimum.

Do obciążeń głównych, wymiarujących tarczę zalicza się:

- siły masowe samej tarczy,
- siły masowe łopatek (obciążenie wieńcowe),
- siły od nierównomiernego nagrzania.

Warunkami obliczeniowymi tarcz turbin są warunki przy maksymalnych prędkościach obrotowych, z pewnym zapasem*) na ewentualne wahania wynikłe z niedokładności układu regulacyjnego, przy których działające na wirnik siły odśrodkowe osiągają wartość maksymalną.

Profilowanie tarcz

Modelem wyjściowym dla profilowania jest tarcza płaska z otworem (rys. 5a). Obliczenia tej tarczy przeprowadzono przy założeniach:

- szerokość tarczy $h = \text{const}$,
- obciążenia wieńcowe $\sigma_w = \text{const}$,
- zmiana temperatury wzdłuż promienia jak na rys. 5b (parabola),
- naprężenia wywołane obciążeniem są jednakowe na całej grubości turbiny, więc występuje płaski stan naprężenia,

*) Np. brytyjskie przepisy BCAR wymagają zapasu 15+20% maksymalnej prędkości obrotowej, przy czym ma on zabezpieczyć silnik przed zniszczeniem w przypadku uszkodzenia krytycznych elementów układu regulacyjnego (przyp. redakcji).

— prędkość kątowna $\Omega = \text{const}$.

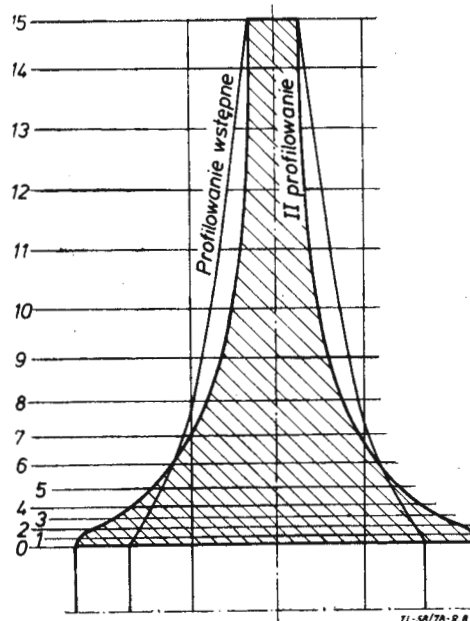
Obliczenia wytrzymałościowe tarczy płaskiej można przeprowadzić każdą z wymienionych metod. Wyniki obliczeń przedstawiono na rys. 6. Dla założonego materiału tarczy określono przebieg naprężeń dopuszczalnych σ_{dop} , które są znacznie większe od naprężeń zastępczych σ_z poczynając

od $\bar{R} > 0,6$. Stosunek $\frac{\sigma_{dop}}{\sigma_z} = \chi$ zmienia się wzdłuż promienia

tarczy w zakresie $0,5 \div 3,5$. Zatem w części centralnej szerokość tarczy jest zbyt mała w stosunku do występujących naprężeń, a od promienia $\bar{R} > 0,6$ sytuacja jest odwrotna. Dążąc do tego, aby współczynnik $\chi \approx 1$ i był możliwie stały, przystępujemy do wstępnego zaprofilowania tarczy płaskiej, wyznaczając jej bieżącą szerokość wzdłuż promienia tarczy z zależności:

$$h_1 = h \frac{\sigma_z}{\sigma_{dop}}$$

Wynikiem takiej operacji jest nowy profil tarczy. Wstępnie zaprofilowaną tarczę obliczamy wytrzymałościowo metodą elementów skończonych. Wyniki obliczeń ilustruje rys. 7. Porównując przebieg współczynnika χ dla tarczy płaskiej i wstępnie zaprofilowanej, widać znaczne zwięźlenie zakresu jego zmian. Dla tarczy wstępnie zaprofilowanej χ zmienia się w granicach $0,65 \div 1,5$, a więc jest znacznie równomierniejszy, lecz jeszcze odbiega od jedności. Zachodzi zatem potrzeba dalszej zmiany profilu tarczy. Postępując analogicznie jak przy wstępnym profilowaniu, tzn. wy-



Rys. 8. Tarcza po drugim profilowaniu

znacząc jej nową szerokość wzdłuż promienia tarczy z zależności $h_2 = h_1 \frac{\sigma_z}{\sigma_{dop}}$, otrzymano kolejny profil tarczy (rys. 8).

Nowo zaprofilowaną tarczę ponownie obliczono wytrzymałościowo. Współczynnik χ dla tej tarczy zmienia się wzdłuż promienia w bardzo małym zakresie i jest bliski jedności (rys. 8). Zatem stopień wykorzystania materiału tej tarczy jest już właściwy. Aby doprowadzić do stanu, w którym współczynnik $\chi=1$, profilowanie należałoby jeszcze powtórzyć.

Dążenie do takiej dokładności nie jest jednak konieczne, ponieważ uzyskany profil tarczy i tak będzie musiał ulec zmianie. Wynika to z konieczności rozbudowania części centralnej i wieńcowej tarczy, w celu zamocowania jej z wałem i osadzenia łopatek wirnikowych. W miejscu połączenia tarczy z wałem tarcza musi być tak ukształtowana, aby możliwe było przeniesienie sił z tarczy na wał. Szerokość wieńca tarczy zależy od wielkości obciążenia wieńcowego, a także sił występujących w zamkach łopatek. W tarczach turbin w rejonie otworu naprężenia są na ogół większe od dopuszczalnych. Przekroczenie granicy proporcjonalności w rejonie otworu centralnego jest dopuszczalne. Spowoduje to w tej części tarczy odkształcenia trwałe, część tarczy odkształci się plastycznie już po pierwszym osiągnięciu maksymalnych obciążeń turbiny po uruchomieniu silnika. W tarczach turbin, w których dopuszczono odkształcenia trwałe uzyskuje się najwyższy stopień wykorzystania materiału.

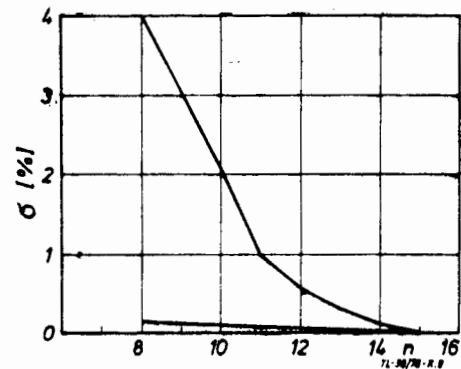
Uwzględniając powyższe uwagi, można nadać tarczy końcowy, optymalny kształt pod względem wytrzymałościowym.

Wnioski końcowe

W okresie intensywnego dążenia konstruktorów do maksymalnego zmniejszenia ciężaru konstrukcji silników turbinowych nie bez znaczenia jest możliwość optymalnego wykorzystania materiału tarczy w zakresie przenoszonych obciążeń.

Przedstawiona metoda modelowania profilu tarczy pozwala na uzyskanie takiego rozwiązania. Charakteryzuje się ona prostotą postępowania i możliwością wykonania obliczeń w krótkim czasie za pomocą maszyn matematycznych.

Dokładność obliczeń metodą elementów skończonych zależy od liczby podziałów tarczy na elementy współśrodkowe. Ilustruje to rys. 9, gdzie przedstawiono względny błąd



Rys. 9. Wielkość błędu względnego w funkcji ilości podziałowej n

obliczonych naprężeń, przy czym górna krzywa przedstawia błąd maksymalny występujący na granicy otworu, a dolna — błąd minimalny występujący na promieniu zewnętrznym. Liczba podziału na elementy w dużym stopniu zależy od krzywizny obrysu tarczy. W przypadku dużej krzywizny powinno stosować się większą liczbę podziałów, co zresztą nie ma istotnego wpływu na czas obliczeń maszynowych.

LITERATURA

1. J. LIPKA: Wytrzymałość maszyn wirnikowych. WNT, Warszawa 1967 r.
2. G. SKUBACZEWSKI: Awiacyjnyje gazoturbinnyje dwigateli. Oborongiz, Moskwa, 1969 r.
3. S. SZCZECIŃSKI: Lotnicze silniki turbinowe. MON, Warszawa, 1965 r.
4. S. SZCZECIŃSKI: Dwuwirnikowe i dwuprzepływowe lotnicze silniki turbinowe. WKŁ, Warszawa 1971 r.
5. (pod red.) S. SZCZECIŃSKI: Turbinowe napędy samochodów. WKŁ, Warszawa 1974 r.
6. O. C. ZIENKIEWICZ: Metoda elementów skończonych. Arkady, Warszawa, 1972 r.
7. Z. DZYGADŁO, J. KIERKOWSKI: Numeryczna analiza metodą elementów skończonych przemieszczeń, odkształceń i naprężeń w wirującej tarczy chłodzonej symetrycznie. II Konferencja „Metody komputerowe w mechanice konstrukcji”, Gdańsk, 24–26.11.1975 r. Komputer w mechanice budowlanej, seria „Mechanika i komputer” (w druku), PWN, Warszawa.
8. Z. DZYGADŁO: Dynamiczny model wirującej, niejednorodnej tarczy turbiny gazowej do analizy giętych drgań za pomocą elementów skończonych. Biuletyn WA, nr 3, tom 26, 1977 r.
9. Z. DZYGADŁO, J. KIERKOWSKI: Wytrzymałościowe kształtowanie wirujących, niejednorodnych tarcz turbin gazowych metodą elementów skończonych. III Konferencja „Metody komputerowe w mechanice konstrukcji”, Opole, 26–28.05.1977 r.

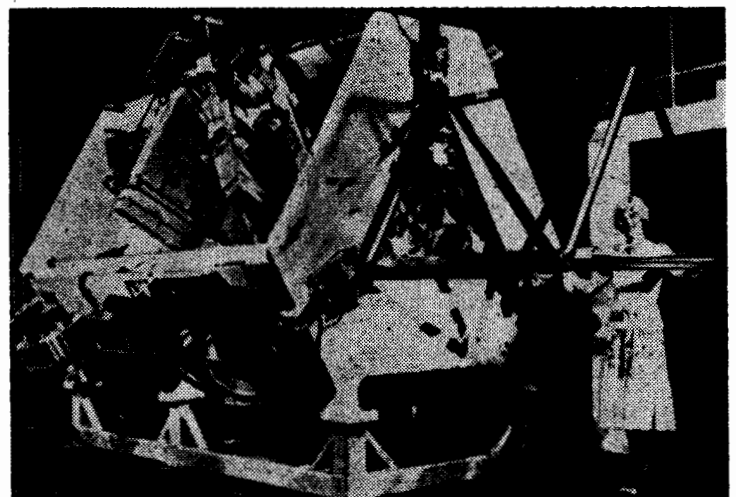
NOWOŚCI TECHNICZNE

Urządzenie do walcowania kształtowników w kosmosie

Firma Grumman Aerospace przeprowadziła próby z modelem urządzenia do walcowania w kosmosie aluminiowych kształtowników o dużych długościach. Model ten o wymiarach 4,2×2,4 m i masie 9980 kg może wykonywać z blachy o grubości 4 mm kształtowniki o masie metra bieżącego 1,2 kg. Z trzech rolek blachy maszyna jest zdolna wywalcować dźwigar o długości 300 m i szerokości 1 m. Możliwe jest jednak wykonywanie elementów o większych długościach. Urządzenie w wersji docelowej, o masie zmniejszonej do 7260 kg, będzie w latach osiemdziesiątych umieszczone za pomocą transportowca kosmicznego na orbicie wokółziemskiej, w celu produkowania tam elementów nośnych do budowy stacji orbitalnych.

Firma Grumman pracuje również nad urządzeniem do wykonywania w kosmosie elementów z tworzyw zbrojonych.

W.K.



Samolot rolniczy

KONSTRUKCJA. Jednomiejscowy metalowy dwupłat, kryty dacronem z podwoziem z rur spawanych chromomolibdenowych.

Skrzydło. Komora dwupłatowa o górnym i dolnym skrzydle o obrysie identycznym, wydłużeniu $\lambda=15$. Każde skrzydło dwudzielne; dolne łączące się okuciami z kadłubem, zaś górne z okuciami baldachimu. Szersza od kadłuba część środkowa górnego skrzydła (baldachim) zawierająca zbiornik paliwa o pojemności 157 l powoduje, że rozpiętość górnego skrzydła jest nieco większa. Wewnętrzna część skrzydeł jest prostokątna bez skosu. Skrzydła poza rozpórkami zewężają się na końcach przyjmując kształt trapezu o lekkim skosie ku tyłowi. Komora skrzydeł jest usztywniona cięganami ze stali nierdzewnej. Rozpórki z oprowalowanych rur duraluminiowych. Do dalszych przelotów możliwe jest wbudowanie dodatkowych dwóch zbiorników symetrycznie po jednym na obydwu końcach górnego skrzydła. Lotki, umieszczone tylko w górnym skrzydłach, są wyposażone w klapki odciążające, natomiast krawędź spływu dolnego skrzydła została skonstruowana jako przewód doprowadzający ciecz roboczą do dysz umieszczonych na krótkich wysięgnikach nad krawędzią. Zaoszczędzono w ten sposób poważną część oporu urządzeń opryskujących. Wytrysk cieczy z dysz jest skierowany ku tyłowi, co ma wpływać korzystnie na jednorodność kropli oraz na ich bardziej równomierny rozkład na całej szerokości pasa roboczego. Na górnych, zewnętrznych częściach dolnego skrzydła umieszczono spoilery ułatwiające sterowanie poprzeczne przy małych prędkościach oraz kierunkowe przy kołowaniu na ziemi. Przy jednoczesnym otwarciu z obydwu stron zwiększają one również kąt podejścia do lądowania. Konstrukcja skrzydeł duralowa, dwudźwigarowa z pokryciem nosków blachą do przedniego dźwigara. Pokrycie dacronem, malowanym antykorozyjnie lakierem butyrowym z zewnętrznym wykończeniem lakierem poliuretanowym.

Kadłub. Konstrukcja kratowa spawana z rur chromomolibdenowych, w przedniej części aż do kabiny pilota kryta łatwo odemowanymi płytami duraluminiowymi. Poza kabiną kadłub pokryty od góry blachą duralową, boki oraz dół — dacronem. Cała konstrukcja wewnątrz jak i na zewnątrz oraz odejmowane płyty pokrywowe pokryte są emalą antykorozyjną poliuretanową. Przednia część kadłuba — przed kabiną — jest malowana matowymi emaliami. W tylnej części dacronowego pokrycia są zamontowane wlezniki kontrolne. W środku ciężkości samolotu jest umieszczony zbiornik na chemikalia wykonany z kompozytów. Jego pojemność — 946 l. Napełniany jest od dołu z lewej strony kadłuba pod kabiną pilota tuż nad krawędzią spływu lewego dolnego skrzydła, co zabezpiecza zbiornik przed zanieczyszczeniem przy napełnianiu z pracującym silnikiem. Szybkołączne połączenie z zaworem napełniającym jest tak skonstruowane, że w samolocie jest wbudowana tylko jego niewielka, ostatnia część, zaś cała reszta jest zamontowana na przewodzie doprowadzającym chemikalia. Kabina pilota zapewnia doskonałą widoczność we wszystkich kierunkach. Jest ona otwierana na prawą stronę i doskonale ukształtowana pod względem aerodynamicznym. Konstrukcja kabiny stanowi odporną na uderzenia skorupę, niezależną od konstrukcji kadłuba, co zapewnia bezpieczeństwo pilota przy awaryjnym lądowaniu. Jest ona szczelna i klimatyzowana oraz wentylowana powietrzem filtrowanym przez węgiel drzewny. Chwył powietrza do klimatyzacji i wentylacji kabiny jest podwójny. Wlot powietrza tłoczno-cięśnieniem dynamicznym do kabiny jest umieszczony w górnej części (suficie) otwieranej osłony. Osłona może być zdejmowana w ciągu kilku sekund w przypadku wykonywania lotów z kabiną otwartą. Z obydwu stron kabiny umieszczono dźwignie zwalniające sworznie mocujące osłonę. Z prawej i lewej strony osłony kabiny są umieszczone otwory zasuwane do czyszczenia szyb w czasie lotu. Z lewej strony kadłuba zamontowano kryty stopień ułatwiający wejście do kabiny. Pedaly uruchamiania steru kierunku są nastawialne. Obok pedatów umieszczono dźwignie napędu hydraulicznego hamulców kół. Oprócz nich zastosowano również sprężynowe hamulce postojowe. Stery pozi-



me, wyposażone w klapki odciążające, są napędzane cięganami ze stali nierdzewnej zaś sterowanie przepustnicą i skokiem śmigła jest uruchamiane dźwigniami i popychaczami. Pasy pilota inercyjne, biodroworamienne. Cały kadłub jest uszczelniony przed przenikaniem chemikaliów i kurzu.

Usterzenie. Poziome dwudźwigarowe usztywnione cięganami ze stali nierdzewnej umożliwiającymi regulację ich naciągu i ustawienia usterzenia. Tylne dźwigar jest krótszy i zawiera okucia oraz łożyska steru poziomego. Ster poziomy ma stosunkowo duże odciążenia aerodynamiczne i jest wyważony masowo oraz ma klapki odciążające. Usterzenie pionowe ma ster odciążony aerodynamicznie, wyważony masowo a zawieszony na łożyskach mocowanych do tylnego dźwigara statecznika poziomego. Konstrukcja obydwu usterzeń duralowa, klasyczna, dwudźwigarowa. Od okuć przedniego dźwigara górnego skrzydła z prawej strony baldachimu do szczytowego końca przedniego dźwigara statecznika pionowego przeciągnięto linkę do odrzucania napotkanych w czasie lotu przewodów.

Podwozie. Spawane z rur chromomolibdenowych, z amortyzacją ze sprężyn bezodbojowych nowej konstrukcji (marshmallow) co pozwala na starty i lądowania na nierównym terenie. Opony i detki 750x10 mają atesty na przeniesienie 4500 daN całkowitej siły przy lądowaniu i starcie. Koła są wyposażone w hamulce tarczowe i osobne hamulce postojowe. Na przednich goleniach podwozia umieszczono noże do przecinania napotkanych w locie przewodów. Na wykręszowaniu amortyzatorów zamontowana jest pompa cieczy roboczej napędzana wiatrakiem. Kółko ogonowe jest zamontowane obrotowo na amortyzatorze ze stali resorowej. Nie ma ono sterowania, ale jest blokowane.

Wyposażenie. Na tablicy przyrządów umieszczono prędkościomierz, wysokościomierz, obrotomierz, wskaźnik ciśnienia i temperatury oleju, wskaźnik ilości paliwa, amperomierz, wskaźnik ciśnienia oprysku, busole magnetyczną oraz światło i sygnał dźwiękowy ostrzegające przed przeciągnięciem. Zamontowano również pompkę zastrzykową silnika oraz zawór odciążający dopływ paliwa. Tablice zamontowane na amortyzatorach przeciwwstrząsowych.

Wyposażenie dodatkowe obejmuje: zbiorniki na końcach górnego skrzydła (po 57 litrów), filtry do zbiorników dodatkowych, prądnicę, światła pozycyjne, oświetlenie tablicy pokładowej z regulacją przyciemnianą, obrotowe migacze, oświetlenie zbiornika chemikaliów, oraz — w przypadku zamontowania silnika Jacobs R-755 S — wskaźnik ciśnienia lądowania, wskaźnik ciśnienia paliwa, pomocniczą pompę paliwową z napędem elektrycznym.

Zespół napędowy. Samolot jest zaprojektowany do silnika Continental W 670 o mocy 177 kW (240 KM), jednak rekomenduje się zastosowanie silników gwiazdowych Page Jacobs R-755 200+260 kW (275+350 KM) lub

plaskich Lycoming 294 kW (400 KM) ze śmigłem Hartzell nastawnym na ziemi lub samoprzestawialnym (Pacific 2B 20). Silnik ma filtrowanie zasysanego powietrza, elektryczny rozruch i napędza 50 amp alternator z regulacją napięcia w sieci 24 V. Układ zapłonowy jest ekranowany. Zasilanie silnika paliwem — grawitacyjne.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Samolot rolniczy M-15 wzbudził szerokie zainteresowanie specjalistów krajów zachodnich przede wszystkim ze względu na fakt zastosowania silnika odrzutowego do samolotu o przeznaczeniu rolniczym. Te i inne cechy samolotu wzbudziły poważne refleksje i spowodowały wykonanie analiz i merytoryczną dyskusję. Wyrazem tego były prace studyjne wykonane przez Zakłady Lockheed w Georgii, w celu przeanalizowania konstrukcji samolotu. W wyniku tej analizy stwierdzono, że:

- niewielkie obciążenia powierzchni nośnej sugerują zastosowanie układu dwupłata,
- ekonomia mocy sugeruje zastosowanie dużego wydłużenia skrzydeł i starannego opracowania aerodynamicznego,
- wymagania dot. zmniejszenia do minimum rozpraszania chemikaliów (poza pole obrabiane) preferuje dwupłat o dużym wydłużeniu ze względu na zmniejszenie i rozbiicie wirów brzegowych,
- celowe zastępowanie silników turbino-owych ze względu na masę silników i możliwość podwyższenia masy użytecznej,
- napęd turbośmigłowy ma przewagę ze względu na zużycie paliwa i możliwość uzyskania większego ciągu,
- niższa cena i ekonomika wykonywanych prac sugerują napęd tłokowy.

Wyniki analizy pokrywają się w poważnej części z założeniami konstrukcyjnymi i koncepcją M-15.

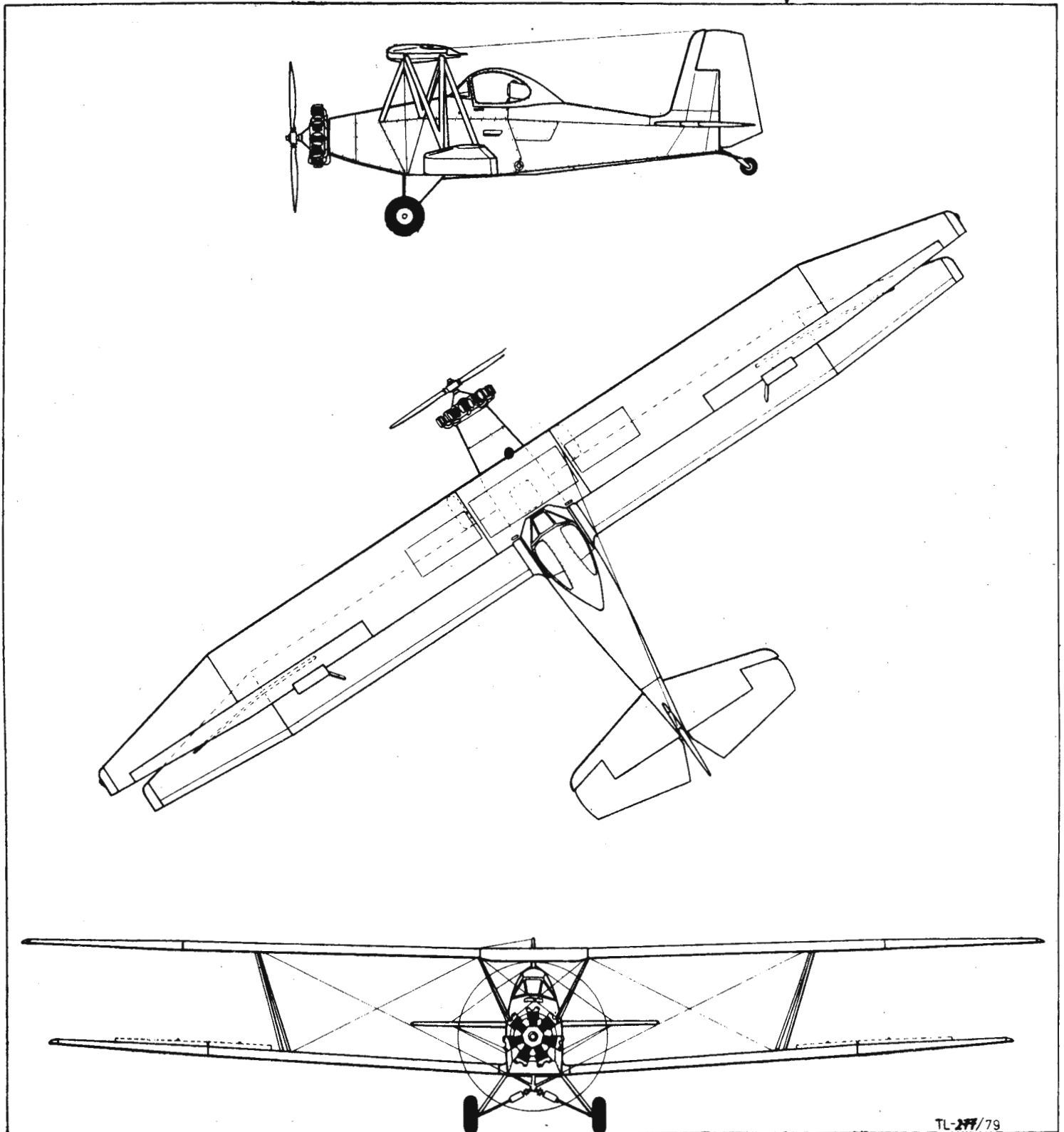
Przyjmując wyniki analizy jako kryterium do budowy nowoczesnego samolotu rolniczego, Zakłady Eagle Aircraft Company w Boise, Idaho zademonstrowały na wystawie w Las Vegas (26+30 listopada 1978 r.) nowoczesny, ekonomiczny samolot rolniczy Eagle.

Samolot został bardzo starannie opracowany pod względem aerodynamicznym i wykonany „na pokaz” z konkursowym wykończeniem lakierniczym. Jest rzeczą wątpliwą, czy w normalnym użytkowaniu uda się utrzymać w tym stanie powierzchnię zewnętrzną, a zatem i jego własności lotne. Samolot został zaprojektowany do silnika o mocy ok. 175 kW (240 KM) a wyposażony w silnik Page Jacobs o mocy 202 kW (275 KM). Równocześnie prospekty reklamowe sugerują zamontowanie silników o większej mocy do uzyskania krótszego startu i większej prędkości wznoszenia. Zastosowanie silnika tłokowego było podyktowane względami ekonomicznymi (samolot Thrush Commander z silnikiem tłokowym Pratt and Whitney 600 KM kosztuje 68 000 \$, zaś z silnikiem turbośmigłowym Lycoming LPT 101-600 A1A 600 KM cena wynosi 138 000 \$).

Samolot Eagle jest przeznaczony do wykonywania zabiegów chemicznych.

DANE TECHNICZNE

Długość	7,93 m	Maksymalne obciążenie mocy	13,36 kg/kW
Wysokość	3,23 m	Pojemność zbiornika chemikaliów	946 l
Rozpiętość	16,78 m	Pojemność zbiornika paliwa	157 l
Powierzchnia nośna	35,85 m ²	Prędkość robocza	105÷153 km/g
Masa własna	1156 kg	Minimalna prędkość przeciągnięcia:	
Maks. masa użyteczna	1207 kg	z silnikiem prac.	82 km/g
Maks. masa przy starcie	2634 kg	bez silnika	88 km/g
Nieprzekraczalne obciążenie powierzchni	66 kg/m ²		J.S.



TL-277/79

Ciężki samolot transportowy

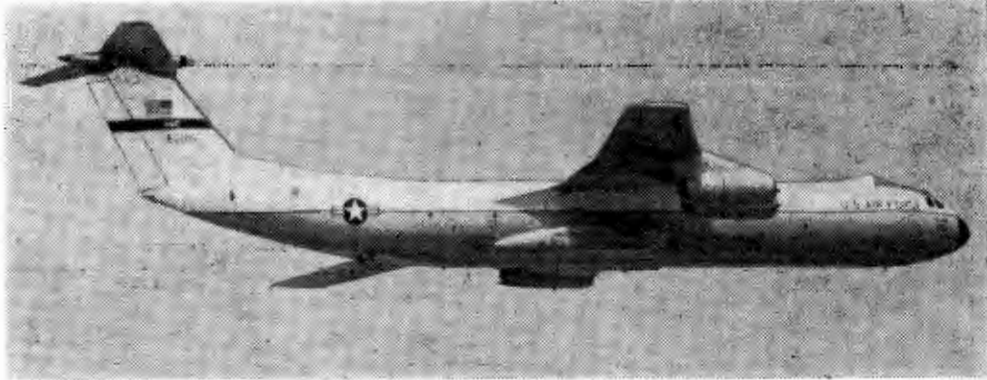
KONSTRUKCJA. Całkowicie metalowy czterosiłnikowy grzbietopłat z napędem odrzutowym.

Plat. Obrys trapezowy, skos 25° w 25% cięciwy, wznios -1°12' w 25% cięciwy, skręcenie geometryczne (kąąt ustawienia przy nasadzie +4°53', na końcu skrzydła -0,42°), profil NACA 0013.00 przy nasadzie i NACA 0010.00 na końcu skrzydła. Konstrukcja półskorupowa, dwudźwigarowa, „fail safe”, pięcioczęściowa. W kesonach integralne zbiorniki paliwowe. Pod skrzydłami półskorupowej konstrukcji wysięgniki do mocowania silników. Lotki wyważone masowo i wyposażone w klapki odciążająco-wyważające. Klapy typu Lockheed-Fowler, czteroczęściowe. Na górnej i dolnej powierzchni skrzydła w rejonie klap umieszczone są wielosegmentowe spoilery. Noski skrzydeł wyposażone w instalację przeciwbłodzeniową zasilaną gorącym powietrzem ze sprężarek silników. Konstrukcja skrzydła jest identyczna w obu podstawowych wersjach samolotu (tj. C-141A i C-141B), istnieją natomiast różnice w geometrii przejścia skrzydło-kadłub.

Kadłub. Przekrój kołowy, konstrukcja półskorupowa „fail safe”. W nosku kadłuba umieszczone urządzenia radiolokacyjne i elektroniczne. Kabina pilotów i pomieszczenia załogowe (kabina wypoczynkowa, kuchnia z magazynkiem, szatnia i toalety) znajdują się na górnym pokładzie przedniej części kadłuba. Pod tym pokładem mieści się wnęka podwozia przedniego i jego zespołów. Główna ładownia ciągnie się przez cały kadłub i ma wzmocniony pokład przystosowany do przewozu ładunków o dużej masie i naciskach jednostkowych (pojazdy pancerne, kontenery, palety ładunkowe). W wersji C-141B kadłub jest przedłużony przez wstawienie 2 segmentów: jednego przed skrzydłem (dług. 4,06 m) i drugiego za skrzydłem (dług. 3,05 m), daje to poważne zwiększenie przestrzeni ładunkowej (ok. 30%) i udźwigu użytecznego. Ładownia wersji C-141A przystosowana do przewozu żołnierzy (154) lub rannych na noszach (80) jest wyposażona w instalację klimatyzacyjną. Z obu stron kadłuba pod skrzydłami znajdują się opływowe gondole podwozia głównego. Oprócz podwozia mieszczą się w nich również zespoły instalacji pokładowych. Tylna część kadłuba ma u dołu obszerne wycięcie zamykane dwiema bocznymi pokrywami i pomostem wjazdowym. Pokrywy i pomost mogą być otwierane podczas lotu z małą prędkością, co umożliwia zrzut ładunku. Po obu stronach tylnej części kadłuba za gondolami podwozia umieszczone są drzwi desantowe, a po lewej stronie przedniej części — drzwi załogi. Po obu bokach i na grzbiecie kadłuba rozmieszczono wyjścia awaryjne. Ładownia wyposażona jest w kilka okien znajdujących się w drzwiach i wyjściach awaryjnych. W wersji C-141B na grzbiecie kadłuba za pomieszczeniami załogi umieszczono urządzenie do tankowania paliwa w locie.

Usterzenie. Usterzenie w układzie T, obrisy usterzeń trapezowe. Skos usterzenia poziomego 25° w 25% cięciwy, kąąt zaklinowania zmienny. Konstrukcja „fail safe”. Stery wyposażone w klapki odciążające na całej rozpiętości i wyważone masowo. W nosku statecznika poziomego elektryczna instalacja przeciwbłodzeniowa.

Sterowanie. Powierzchnie sterowe (lotki, klapy, stery, spoilery) napędzane za pomocą zdwojonej instalacji hydraulicznej, mo-



ga być napędzane awaryjnie mechanicznie (ręcznie) za pośrednictwem układów odciążających. Zmiana kąta zaklinowania usterzenia poziomego dokonywana jest silownikiem elektrycznym lub zastępczo hydraulicznie.

Podwozie. Trójzespolowe, chowane hydraulicznie do kadłuba i gondol bocznych. Podwozie, przednie typu Cleveland Pneumatic z kołami bliźniaczymi o wymiarach 0,914x0,279 m. Podwozie główne typu Menasco, z wózkami czterokołowymi, koła o wymiarach 1,118x0,406 m. Koła podwozia głównego wyposażone w wielopłytkowe tarczowe hamulce hydrauliczne z urządzeniem zapobiegającym blokadzie i poślizgowi kół. Amortyzatory olejowo-gazowe.

Zespół napędowy. Cztery odrzutowe silniki dwuprzepływowe Pratt-Whitney TF33-P-7 lub TF33-P-7A o ciągu startowym 93,44 kN (9525 kg) każdy. Na wszystkich silnikach odwracacze ciągu sterowane hydraulicznie. Osłony silników metalowe, otwierane na boki. Pierścieniowe obudowy wlotów wyposażone w instalację przeciwbłodzeniową zasilaną gorącym powietrzem ze sprężarek silników. Silniki TF33-P-7 są wojskową wersją znanych silników JT3D-8A. Pomocniczy zespół napędowy (APU) umieszczony w lewej gondoli podwozia.

Instalacje. Hydrauliczna, trzy niezależne układy, ciśnienie robocze 20,6 MPa (210 kg/cm²); służy do sterowania podwoziem, pokrywami tylnej części kadłuba, pomostem wjazdowym, drzwiami desantowymi po obu stronach kadłuba i odwracaczami ciągu; instalacja hydrauliczna do sterowania dwucabwiodowa. Instalacja paliwowa: 10 integralnych zbiorników paliwowych w kesonach skrzydeł, łączna pojemność 89 300 l, automatyka na silnikach; wersja C-141B wyposażona w urządzenie do tankowania w locie. Instalacja elektryczna: napięcie 24 V, 4 prądnice prądu zmiennego 40 kVA na silnikach, 1 prądnica pomocnicza prądu zmiennego 40 kVA napędzana pomocniczym zespołem napędowym APU (jest on używany jako nazemne źródło energii), prądnica awaryjna prądu zmiennego 2,5 kVA napędzana hydraulicznie, akumulatory 24 V 11 Ah, 2 przetwornice prądu stałego 200 A. Instalacja przeciwbłodzeniowa: noski skrzydeł i pierścienie wlotowe silników ogrzewane gorącym powietrzem ze sprężarek silników, noski statecznika poziomego i szyby kabiny pilotów ogrzewane elek-

trycznie. Instalacja klimatyzacyjna: utrzymuje stałe nadciśnienie 0,0568 MPa (0,58 kg/cm²) oraz zapewnia odpowiednią temperaturę i wymianę powietrza w pomieszczeniach załogowych i przeznaczonych do przewozu pasażerów.

Awionika i wyposażenie. Wyposażenie samolotu umożliwia jego użytkowanie o każdej porze i w najcięższych warunkach atmosferycznych. W jego skład wchodzi: zestawy nawigacyjne ARN-21 TACAN i LORAN-C, radar nawigacyjno-meteorologiczny APN-59B, radiolokator APN-147, radiolokator dopplerowski ASN-35, radiostacje KF i UKF, automatyczny układ sterujący AWLS (umożliwia on automatyczne lądowanie w najcięższych warunkach meteorologicznych).

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. W roku 1980 firmy Boeing, Convair, Douglas i Lockheed przystąpiły do opracowania projektów wstępnych nowych samolotów transportowych do transportu strategicznego lotnictwa USA, którego założenia zawarte były w „specyfikacji SOR 182”. W 1961 r. wybrano zaprezentowany przez koncern Lockheed Model-300, którego rozwój przebiegał nadal jako fragment tzw. podsystemu SS476-L. Kontrakt na dostawę pierwszych pięciu samolotów podpisano w sierpniu 1961 r. Oblot pierwszego samolotu, który otrzymał wojskowe oznaczenie C-141, miał miejsce na lotnisku zakładów Lockheed w Mariette (Georgia) 17 grudnia 1963 r. W latach sześćdziesiątych opracowano projekty wersji cywilnej L-300 Starlifter (1967) oraz powiększonej L-300A Super-Starlifter (z kadłubem przedłużonym o 11,27 m, zwiększoną pojemnością i masą startową) — do wersji tych przewidziane były silniki JT3D-5A. Kilkunastoletnia eksploatacja samolotów C-141A wykazała, że jest możliwe poprawienie ekonomiki przez zwiększenie udźwigu i pojemności kadłuba. Konieczne okazało się też przystosowanie samolotu do tankowania w powietrzu. W 1976 r. Lockheed przystąpił do modyfikacji samolotu, polegającej na przedłużeniu kadłuba o dwa segmenty, co pozwoliło na zwiększenie powierzchni i pojemności ładowni (umożliwiający np. przewóz 13 w miejsce dotychczasowych 10 palet 463L). Modyfikacji uległa także geometria przejścia skrzydło-kadłub — uzyskano taki rozkład siły nośnej, który pomimo zwiększenia masy samolotu nie powoduje zmniejszenia wytrzymałości zmęczeniowej konstrukcji skrzydła; uzyskano także niewielkie zmniejszenie oporu.

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	48,74
Długość	44,20
Wysokość	11,96
Rozstaw podwozia	5,33
Długość ładowni	21,34
Szerokość ładowni	3,12
Wysokość ładowni	2,77
Cięciwa skrzydła u nasady	10,11
Srednia cięciwa aerodyn.	6,77
Powierzchnia skrzydła	299,90
Powierzchnia lotek	15,88
Powierzchnia klap	49,15
Powierzchnia spoilerów	25,55
Powierzchnia usterzenia poziomego	35,02
Powierzchnia steru wysokości	9,85
Powierzchnia usterzenia pionowego	30,57
Powierzchnia steru kierunku	8,04
Powierzchnia ładowni (bez pomostu)	66,70
Pojemność całkowita ładowni	247,28

C-141A	-141BC
48,74 m	48,74 m
51,31 m	51,31 m
11,80 m	11,80 m
5,33 m	5,33 m
28,55 m	28,55 m
3,12 m	3,12 m
2,77 m	2,77 m
10,11 m	10,11 m
6,77 m	6,77 m
299,90 m ²	299,90 m ²
15,88 m ²	15,88 m ²
49,15 m ²	49,15 m ²
25,55 m ²	25,55 m ²
35,02 m ²	35,02 m ²
9,85 m ²	9,85 m ²
30,57 m ²	30,57 m ²
8,04 m ²	8,04 m ²
88,35 m ²	88,35 m ²
306,67 m ²	306,67 m ²

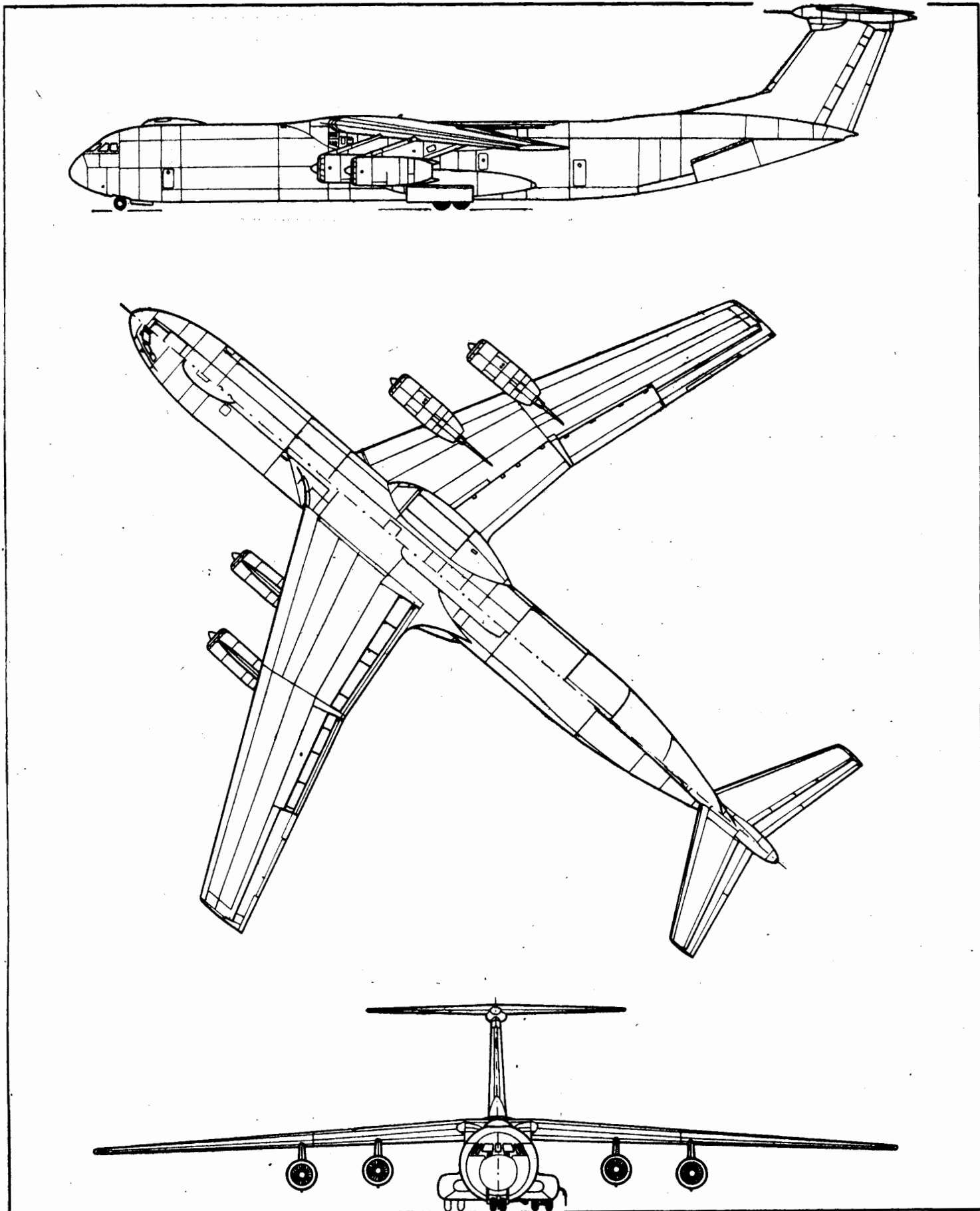
Pojemność ładowni (nad pokładem)	184,86	244,33 m ³
Wydłużenie skrzydła	7,92	7,92
Masa własna	60 678	67 970 kg
Masa startowa maks. (n=2,25)	143 600	156 444 kg
Masa startowa (n=2,5)	134 797	147 418 kg
Masa do lądowania	116 800	153 224 kg
Masa ładunku maks. (n=2,25)	32 136	40 439 kg
Masa ładunku (n=2,5)	—	31 242 kg
Obciążenie powierzchni maks.	479	522 kg/m ²
Obciążenie ciągu maks.	380	420 kg/kN
	3,77	4,11 kg/kG
Prędkość maks. (H=7400 m)	919	— km/h
Prędkość przelotowa (H=7400 m)	908	900 km/h
Prędkość przelotowa ekonom.	797	— km/h
Prędkość zrzutu desantom	360	— km/h
Pułap praktyczny	12 680	— m
Długość startu na 15 m	1722	— m
Długość lądowania z 15 m	1265	— m
Zasięg maks. (ład. 14 460 kg)	9880	— km
Zasięg (ład. 32 136 kg)	6565	— km

Pierwszy lot zmodyfikowanego samolotu, oznaczonego C-141B, odbył się 24 marca 1977 r., próby zakończono w lipcu tegoż roku. Ponieważ samoloty C-141A (271 szt.) są obecnie podstawowym sprzętem transportu strategicznego (przypada na nie ok. 14% całkowitego zużycia paliwa w lotnictwie wojskowym USA), rozważana jest możliwość

sukcesywnej modyfikacji wszystkich dotychczas zbudowanych maszyn z wersji C-141A na C-141B. Zdolność przewozowa samolotów wzrosłaby w takim przypadku o ok. 30%. Przewidywany koszt programu modyfikacji ma wynosić ok. 700 mln dolarów. Program ten nie wymaga żadnych zmian w systemie szkolenia załóg ani w

wyposażeniu naziemnym. Zakres przewidywanego programu modyfikacji jest jak dotychczas bez precedensu zarówno pod względem spodziewanych efektów ekonomicznych jak i liczby samolotów, których dotyczy.

T.M.



Doświadczenia zdobyte przy użytkowaniu sprzętu lotniczego są pomocne zarówno przy projektowaniu samolotów, jak również przy eliminacji rozwiązań, które okazały się niepewne, bądź nawet niebezpieczne. Dlatego niżej zostaną omówione problemy, które zainteresują projektantów i użytkowników sprzętu lotniczego.

Niżej opublikowane materiały są zaczerpnięte z wydawnictwa Airworthiness Notice No 12, wyd. 18, które jest przez Civil Aviation Authority (Nadzór Lotniczy Wielkiej Brytanii) rozsyłane do wszystkich użytkowników sprzętu zarejestrowanego w Wielkiej Brytanii, do osób posiadających brytyjskie licencje, oraz do organizacji związanych z lotnictwem. Poszczególne zagadnienia omówione są w kolejności ich występowania, tytuły stanowią najkrótsze streszczenia zawartości rozdziałów.

Podkładki z miękkiego metalu

Miało miejsce „wydarzenie lotnicze” wywołane uszkodzeniem połączenia konsoli napędu sterowania ze sterem wysokości samolotu transportowego. Badanie wykazało, że podczas montażu użyto podkładek z miękkiego metalu w celu ustawienia konsoli we właściwym położeniu. Połączenie stanowiły specjalne stożkowe sworznie pracujące na ścinanie oraz śruby dociskające (napinające) połączenie, lecz skuteczność ich trwała do chwili, gdy naciąg wstępny został zlikwidowany wskutek miękkości podkładek. W takim typie połączeń jest szczególnie ważne, aby początkowy naciąg był utrzymywany przez cały okres użytkowania połączenia. Wzmiankowany obiekt został skonstruowany niewłaściwie, gdyż zastosowano w nim miękkie podkładki. Praktyka wykazuje, że ten typ rozwiązania konstrukcyjnego jest niewłaściwy. Potwierdzeniem tego jest zagrożenie stworzone przez wzmiankowany incydent.

Zablokowane łożysko kulkowe

Zdarzył się przypadek kompletnego zablokowania wału w układzie sterowania. Bieżnie łożyska kulkowego nie miały separatora, zaś kulki były wpychane przez okna montażowe w wewnętrznej i zewnętrznej bieżni. Wystarczy zbyt mały zacisk pomiędzy kulką a szczeliną montażową w czasie montażu, aby w przypadku nadmiernego zużycia, które może być też wywołane korozją lub błędem wykonania, powstała możliwość cofnięcia się kulek w okno montażowe. Wewnętrzna bieżnia może wtedy zostać zupełnie zablokowana w stosunku do zewnętrznej, a ponadto luźne kulki mogą wypaść i stworzyć dalsze zagrożenie. Zanotowano przypadki, gdy tolerancje łożysk były wystarczająco duże, aby kulki wysunęły się ze swoich właściwych położenia, ale nie mogły wypaść zupełnie ze względu na położenie łożyska na wale. W tym położeniu kulki zablokowały zupełnie wałek układu sterowania, na którym znajdowało się łożysko.

Jednym ze sposobów uniknięcia tego rodzaju niebezpieczeństwa jest użycie odpowiednio ukształtowanych podkładek z boku łożyska, które zabezpieczą kulki przed przesunięciem bocznym i wejściem w okno montażowe.

Niebezpieczeństwo pożarowe związane z tlenem

Miały już miejsce przypadki poważnego zniszczenia samolotu wtedy, gdy pożar — który innym razem byłby niegroźny — był zasilany tlenem z przewodu instalacji tlenowej samolotu. Wybuch ognia spowodował także tlen sączą-

cy się z nieszczelności; w innych okolicznościach tlen został uwolniony przez ogień. Choć zwiększona zapalność i większe ciepło spalania licznych materiałów w tlenie są dobrze znane, fakty te nie zawsze są doceniane, zwłaszcza przy wprowadzaniu „małych modyfikacji” do pierwotnego stanu samolotu. Należy zapewnić, aby sączenie się tlenu z ewentualnych nieszczelności nie stworzyło groźby pożaru oraz, aby w razie pożaru instalacji elektrycznej nie nastąpiło uszkodzenie instalacji tlenowej, co mogłoby doprowadzić do daleko poważniejszych konsekwencji.

Flutter powierzchni sterujących

Przypadki wystąpienia drgań usterzeń typu flutter na pewnych samolotach lekkich podkreśliły potrzebę zwrócenia uwagi na wyważenie masowe i charakterystyki sztywnościowe powierzchni sterów. Stery samolotów są tak zaprojektowane, aby ich stopień wyważenia masowego zapobiegał wystąpieniu w locie drgań typu flutter. W pewnych przypadkach do osiągnięcia tego celu dodaje się przed osią obrotu ciężarki. Jest rzeczą bardzo ważną, aby zachować oryginalne wyważenie sterów, toteż w przypadku, gdy wykonywane są naprawy lub malowanie — należy starannie skontrolować wyważenie. Obowiązuje zasada, że każdy remont steru musi być tak wykonany, aby struktura była identyczna z oryginałem. Stery mogą być remontowane tylko zgodnie z wytycznymi producenta. Łączny efekt malowania i użycia wypełnień malarskich może poważnie wpłynąć na wyważenie steru, toteż należy starannie przestrzegać wszelkich wskazówek producenta. W przypadku braku wskazówek, należy zwracać się do władz nadzoru lotniczego. Wyważenie powierzchni steru powinno być sprawdzone po naprawie, lub po ponownym malowaniu, aby tolerancje określone przez producenta nie zostały przekroczone. Gdy konieczne jest uzupełnienie wyważenia, należy ściśle przestrzegać zaleceń producenta.

Inną przyczyną flatteru sterów są luzy w zawieszeniach i układzie sterowania sterów lub kłapek, toteż należy podczas prac obsługowych zwracać szczególną uwagę, czy luzy pozostają w granicach tolerancji.

Płyny używane w samolotach

Samolot w czasie użytkowania jest uzupełniany rozmaitymi płynami. Jeden z ostatnich wypadków zwrócił szczególną uwagę na konieczność zabezpieczenia się przed użyciem niewłaściwych płynów. Oprócz oczywistego ryzyka uszkodzenia instalacji i jej niewłaściwego działania w takim przypadku, istnieje także niebezpieczeństwo, że uszkodzenia nie będą zauważalne aż do chwili, gdy samolot znajdzie się w powietrzu, co może być przyczyną katastrofy. Użycie niewłaściwych płynów może wynikać z niewłaściwego ustalenia, jaki płyn ma być użyty, oraz z zastosowania takiego płynu, jaki jest użytkownikowi dostępny. Dla uniknięcia niewłaściwego ustalenia potrzebnego płynu należy przestrzegać następujących zaleceń:

— punkty napełniania (wlewy) powinny być wyraźnie oznaczone ze wskazaniem rodzaju płynu, a oznaczenia te powinny być widoczne w czasie eksploatacji,

— jeżeli zachodzi potrzeba, aby płyn odpowiadał określonej specyfikacji, oznaczenia powinny podawać tę specyfikację lub zapewniać personelowi obsługującemu dostateczną informację jaka specyfikacja ma być przestrzegana

na. Gdy brak dostatecznej informacji, mechanik oraz organizacja użytkująca samoloty powinni dopilnować, aby personel obsługujący przestrzegał procedury, zapewniającej użycie właściwego płynu.

W celu uniknięcia pomyłek dotyczących posiadanej cieczy należy:

— pojemniki i urządzenia dystrybucyjne wyraźnie oznakować w sposób jednoznacznie określający zawartość,

— jeżeli po wylaniu pierwotnej zawartości pojemnik jest użyty powtórnie do innej cieczy, poprzednie oznaczenia powinny być usunięte lub trwale zakryte, zaś nowe — wyraźnie naniesione na pojemnik,

— płyny powinny być uzyskiwane z takich źródeł, które gwarantują prawidłową zawartość pojemników.

Przeglądy dotyczące podciekania lub zbierania się cieczy

Zbieranie się cieczy, spowodowane niewłaściwym drenażem może wywołać poważną korozję struktury, lub uszkodzić instalację elektryczną. Miał już miejsce groźny pożar od instalacji elektrycznej wraz z pełną utratą zasilania z prądnicy podczas lotu. Ponieważ korozja lub inne uszkodzenie może zależeć od rodzaju cieczy, ważne jest, aby określić rodzaj cieczy i zasięg jej działania, w celu podjęcia przeciwdziałania. W pewnych przypadkach zbieranie się cieczy może być niedocenione, np. dany obszar zostanie oczyszczony i wytarty przed przeglądem samolotu. Dlatego w przypadku zauważenia podcieków lub zbierania się cieczy, należy przed jej usunięciem powiadomić odpowiednią osobę. Przypadkowe podcieki, które mają miejsce podczas lotu, powinny być zapisane w dzienniku technicznym, zaś szczególną uwagę przy przeglądach należy zwracać na przestrzeń pod podłogą. Czystość struktury samolotu jest również bardzo ważna, gdyż brud i kurz mogą działać jak gąbka i zatrzymywać ciecz, zwiększając tym samym ryzyko korozji. Bardzo ważne jest prawidłowe działanie drenażu i otworów drenażowych. Przy przeglądach należy dokładnie znać rodzaj drenażu zastosowany w przeglądanych częściach samolotu i sprawdzać, czy urządzenia te nie są zatkane.

Przedmioty obce — niebezpieczeństwo zaklinowania

Przedmioty obce są dla układów sterowania samolotów jednym z głównych niebezpieczeństw. Znane są następujące przypadki:

— zaklinowanie śruby pomiędzy cylindrem wzmacniacza hydraulicznego a jego podstawą;

— utrudnienie ruchu linek podstawowego układu sterowania przez pełne pojemniki płynu roboczego instalacji hydraulicznej i koszyki z daniami dla pasażerów,

— ścięcie nakrętki i części śruby, która spowodowała zaklinowanie napędu steru wysokości;

— pozostawienie „zapasowego” popychacza sterowania przez producenta samolotu w układzie usterzenia kierunku. Popychacz wywołał przejściowe zacienianie się steru kierunku i nie został wykryty w ciągu dwunastu miesięcy eksploatacji;

— pozostawienie nakrętek 2BA na łańcuchu sterowania spowodowało zniszczenie łańcucha w rezultacie nieprawidłowej współpracy z kołem zębatym, co doprowadziło do zacięcia się jednej z sześciu kłap samolotu;

— pozostawienie podwójnego klucza oczkowego wewnątrz skrzydła, czego nie wykryto w okresie dwu i pół roku (skrzydło to było w tym czasie wielokrotnie otwierane przy przeglądzie układu sterowania).

Chociaż przez właściwe rozwiązanie konstrukcyjne można zmniejszyć ryzyko pozostawienia przedmiotu obcego, należy przypominać personelowi obsługującemu, że w czasie pracy ze sprzętem i po jej zakończeniu należy usunąć przedmio-

ty obce. Konieczny jest szczegółowy przegląd, aby wykryć ewentualne ciała obce, szczególnie po pracach wykonywanych w pobliżu elementów układu sterowania. Personel powinien zwracać uwagę, aby nie pozostawić części zużytych, części używanych do wymiany lub narzędzi. Należy sprawdzić czy nie ma przedmiotów obcych nawet wtedy, gdy charakter ostatnio wykonywanej pracy nie wiązał się z możliwością ich wprowadzenia. Należy także przypomnieć o środkach zabezpieczenia się, podanych w ulotce CAIP BL-6-19.

Hamulce i system przeciwpoślizgowy

Zdarzały się przypadki, że układy hamulcowe wyposażone w urządzenia przeciwpoślizgowe nie funkcjonowały w pełni. W większości przypadków udało się wykryć wadę, w której układ nie obejmował swym działaniem wszystkich kół. Utrata stateczności mogła być wynikiem np. nieprawidłowego połączenia lub defektu części składowych: mechanicznych bądź elektrycznych. W jednym z przypadków krzyżowe połączenie zespołów, przy istnieniu ponadto innego błędu, przyczyniło się do wypadku. Doświadczenie wskazuje, że utajony błąd, który zmniejsza zdolność hamulca do pochłaniania energii może być niewykrywalny podczas hamowania z normalną energią. Błąd ten jest zauważalny tylko wtedy, gdy potrzebna jest pełna skuteczność hamulców, jak np. podczas przerwanej startu. Dla uniknięcia takich sytuacji niezbędne jest ustalenie prób wykonywanych okresowo oraz po wykryciu zakłóceń działania, a także po wymianie elementów układu hamulcowego. Próby te muszą wykazać, że:

— działanie czujników poślizgu steruje kołami,

— działanie całego układu hamulcowego wraz ze wszystkimi urządzeniami przeciwpoślizgowymi jest normalne i prawidłowe. Jeżeli próby funkcjonalne, wykonane zgodnie z instrukcjami obsługi, nie pozwalają na stwierdzenie powyższego, należy zwrócić się do wytwórcy o odpowiednie uzupełnienia do instrukcji, weryfikujące strukturalną całość systemu. Dodatkowo, użytkownicy mający zatwierdzone przez CAA instrukcje obsługi powinni przejrzeć i sprawdzić, czy są one odpowiednio uzupełnione.

Urządzenia pilotów automatycznych na samolotach lekkich

Zarejestrowano przypadki, w których sterowanie lotkami samolotu lekkiego zostało zablokowane w locie; pilot potrafił zachować panowanie nad samolotem, posługując się sterem kierunku. Incydent został wywołany korozją i zacięciem się łożyska podpierającego koło zębate wyjściowe napędu sterowania przechyleniem. Sprzęgło poślizgowe, połączone z kołem zębatym zablokowało się także. Nie było słabego ogniwa pomiędzy siłownikiem pilota automatycznego a układem sterowania lotkami. Pilot automatyczny tego typu jest używany w wielu samolotach lekkich, a użycie sprzęgła poślizgowego dla zabezpieczenia przed nadmiernym momentem obrotowym siłownika, lub w razie zacięcia się siłownika, jest cechą wspólną dla wielu innych typów pilotów automatycznych.

Należy zdać sobie sprawę, że sprzęgło poślizgowe nie stanowi zabezpieczenia w przypadku zacięcia pomiędzy sprzęgłem a układem sterowania samolotu.

Wg instrukcji użytkowania samolotu, na którym zdarzył się wymieniony incydent, wymaga się, aby pilot sprawdził układ przed każdym lotem, upewniając się, że sprzęgło może się ślizgać. Piloci powinni wykonywać podobne próby i na innych samolotach, które są wyposażone w sprzęgło poślizgowe przy siłownikach pilotów automatycznych. Każdy układ siłownika pilota automatycznego, włącznie z jego łożyskowaniem i zawieszeniem, który jest połączo-

Samolot amatorski • Francja •

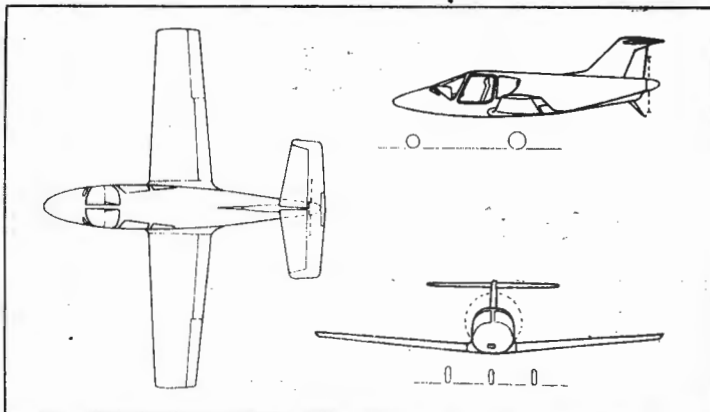
Czteromiejscowy samolot turystyczny z pchającym śmigłem

W ubiegłym roku zbudowany został we Francji prototyp czteromiejscowego samolotu amatorskiego o laminatowej konstrukcji, z usterzeniem o układzie T i z pchającym śmigłem w ogonowej części kadłuba. Należy tu zauważyć, że ostatnio zaznacza się wzrost zainteresowania układem samolotu ze śmigłem pchającym, który zapewnia większą widoczność do przodu i większą sprawność śmigła (dzięki swobodnemu, niezaburzonemu strumieniowi zaśmigłowemu); wadą tego układu jest natomiast brak nadmuchu skrzydeł przez strumień zaśmigłowy, co ma pewne znaczenie przy małych prędkościach lotu.

Płat wykonany jest jako konstrukcja przekładkowa Con-ticell z dźwigarem i pokryciem z laminatu zbrojonego włóknem szklanym. Ma on profile NACA 43015 i 43012 i jest zaopatrzony w uruchamiane elektrycznie klapy. Kadłub ma konstrukcję skorupową z laminatu zbrojonego włóknem szklanym. Kabina o szerokości 1,10 m z dwójgłębokimi drzwiami odznacza się b. dobrą widocznością. Trójgoleniowe chowane podwozie jest wciągane elektrycznie, ma jednak również ręczny mechanizm awaryjny. Wnęki kół są zakrywane (zdjęcie przedstawia model samolotu ze stałym podwoziem).

Do napędu zastosowano silnik Wankla o mocy 110 kW (150 KM), przewiduje się jednak również zabudowę nowego czterocylindrowego, rzędowego, chłodzonego cieczą silnika Sacma o mocy 132 kW (180 KM). Silnik Sacma odznacza się dużą prędkością obrotową wynoszącą 5800 obr/min przy prędkości obrotowej śmigła 1980 obr/min i małą masą — 135 kg łącznie z wyposażeniem. Konstrukcja płatowca pozwala na zastosowanie silnika o mocy 162 kW (220 KM). Czteropłatowe śmigło jest napędzane za pośrednictwem długiego wału, który został opracowany w USA i ma świadectwo FAA. Zbiorniki paliwa znajdują się w skrzydłach.

Przed rozpoczęciem budowy prototypu samolotu przeprowadzono próby w locie dwóch zdalnie sterowanych modeli w skali naturalnej.



DANE TECHNICZNE: rozpiętość 8,80 m; długość 6,50 m; powierzchnia płata 12,0 m²; masa własna 450 kg; masa startowa 760 kg; prędkość przelotowa (z silnikiem 110 kW) 250 km/h na 75% mocy; zasięg ok. 1000 km.

W.K.

W.K.

Dokończenie ze str. 20

ny w ten sposób, że jest częścią układu sterowania, musi być poddawany tym samym przeglądom, które instrukcja obsługi zaleca dla układu sterowania. W każdym przypadku należy też przestrzegać wskazówek producenta w zakresie użytkowania i obsługi pilota automatycznego.

Inspekcja krytycznych elementów przekładni śmigłowniczych

Zdarzył się tragiczny wypadek śmigłowca, spowodowany połamaniem się przekładni głównej. Spowodowane to było zniszczeniem zmęczeniowym przekładni planetarnej (nastąpiło pęknięcie, będące rezultatem przegrzania). Nie zauważono żadnych oznak przegrzania aż do momentu przeglądu przekładni, w czasie którego znaleziono pył miedziany, zaś podkładki dystansujące satelitów — jak stwierdzono — były zużyte poniżej minimalnej dopuszczalnej grubości i zostały wymienione na nowe. Chociaż przypuszcza się, że przegrzanie i pęknięcia mogły wystąpić wówczas, w czasie wspomnianego przeglądu nie wykryto żadnych śladów tych zjawisk. Bardzo ważne jest określenie stanu wysoko obciążonych ważnych (krytycznych) części, szczególnie, gdy stwierdzono ich zużycie lub uszkodzenie współpracujących

elementów. Defektoskopia i badanie wizualne przy użyciu szkieł o znacznym powiększeniu mogą doprowadzić do wykrycia uszkodzeń niezauważalnych gołym okiem i powinny być stosowane w takim przypadku.

Niewłaściwa zmiana (modyfikacja) części

Niejeden tragiczny wypadek samolotu cywilnego znajdującego się w brytyjskim rejestrze miał miejsce niewątpliwie wskutek niewłaściwej zmiany części (nieprawidłowy montaż i działanie). Żadna zmiana części, wpływająca na bezpieczeństwo samolotu, nie może być dokonana niezgodnie z rysunkami lub instrukcjami producenta albo odpowiedniej organizacji. Przy montażu części, a szczególnie tam, gdzie została dokonana zmiana wpływająca na wymiennosc, należy dbać o to, aby użyta została właściwa część, żeby zmontowano ją prawidłowo pod każdym względem oraz, żeby układ, w którym jest dana część, działał we właściwy sposób i w odpowiednim zakresie. Szczególnie nie wolno wprowadzać takich zmian, które zlikwidowałyby właściwości danej części, zapobiegające jej niewłaściwemu montażowi.

Oprac. A. K.

Systemy komputerowe w liniach lotniczych

JAN ZWIERZYŃSKI
ANDRZEJ ZWIERZYŃSKI

Szybko wzrastająca liczba przewożonych pasażerów i trudności w ich obsłudze za pomocą tradycyjnych metod zmusiły przewoźników do podjęcia kosztownej automatyzacji przetwarzania danych w lotnictwie komunikacyjnym. Wielkość zainwestowanych środków oraz plany w tej mierze na najbliższą przyszłość opisano w artykule.

Stan aktualny i kierunki rozwoju

Zaledwie kilkanaście lat temu zaczęto formułować filozofię systemów komputerowych w służbie lotnictwa [1]. Wprowadzane wówczas systemy takie jak IBM SABRE — system rezerwacji pasażerskiej w American Airlines, PANAMAC — system rezerwacyjny PAN AM i DELTAMATIC — system rezerwacyjny DELTY to systemy mało doskonałe w porównaniu z systemem PAR/IPARS opracowanym przez IBM lub system UNIVAC: USAS/RES. Postęp w tej dziedzinie jest bardzo duży; wzrastają pojemności pamięci i szybkości pracy jednostek centralnych, a maleją ich rozmiary. Wchodzi do użycia mnóstwo tanich minikomputerów, mikroprocesorów zdolnych do wykonywania takiej pracy jaka jeszcze kilka lat temu wymagała zatrudnienia komputerów-gigantów.

Linie lotnicze w przewidywaniu przyszłego rozwoju automatyzacji i to nie tylko w obszarach już nią objętych, ale również w zastosowaniu jeszcze po prostu nieznanym, instalują coraz większe moce. W związku z tym często odnajdują swoje urządzenia innym liniom, aby wykorzystać przejściowy nadmiar zdolności przetwarzania i obniżyć koszty. Często sprzedają opracowane przez siebie pakiety programów. Jak wykazały badania opisane w dalszym ciągu, spośród linii które posługują się automatycznym systemem rezerwacji pasażerskiej, blisko połowa dzierżawi te usługi od innych linii. Nadwyżki zdolności przetwarzania wynikające z nowo instalowanych urządzeń są stosunkowo szybko likwidowane przez nowe zastosowania maszyn. Przy tym te nowe zastosowania nie są wprowadzane po to, aby wykorzystywać maszyny — po prostu odkrywa się nowe obszary podatne na automatyzację. Ocenia się, że linie lotnicze skomputeryzowały dopiero połowę potencjalnych zastosowań. Przy tej ocenie pomija się zastosowanie EPD w służbie finansowej, która jest prawie całkowicie skomputeryzowana (tabl. 1 i 2).

Postęp rozwoju EPD widać najlepiej na przykładzie rezerwacji. Zaczęło się od systemu, który przechowywał w pamięci tylko liczbę miejsc w samolocie i odnotowywał ich zajęcie przy sprzedaży biletów. Następnie były systemy, które pamiętały nazwiska pasażerów (pierwszy system SAS-u identyfikował pasażerów przy użyciu numerów, ponieważ przy zapisie nazwisk było zbyt wiele pomyłek popełnianych przez ówczesne komputery).

Dzisiejsze systemy dostarczają biurom sprzedaży i biurom podróży na całym świecie natychmiastowych infor-

macji o rozkładzie i taryfach, o lotach, hotelach i możliwości wypożyczania samochodu, o rezerwacji i połączeniach między różnymi liniami oraz drukują automatycznie bilety.

Oprogramowanie systemów

Znaczenie oprogramowania scharakteryzował jeden z ekspertów [2] następująco: centralna jednostka przetwarzająca, którą większość ludzi nazywa komputerem, jest „superinteligentnym idiotą”. Umie tylko dodawać i odejmować jedynki i zera, ale za to robi to z prędkością błyskawicy. To wszystko, co daje komputerowi tzw. inteligencję, zawarte jest w oprogramowaniu, które zakodowuje dane i rozkazy w formie właśnie jedynek i zer — w języku, który komputer rozumie i według którego może działać.

Rozmaitość oprogramowania odpowiada różności systemów i urządzeń oraz różności funkcji jakie komputer ma spełniać dla linii lotniczych. Obecnie na Zachodzie największym, najpełniejszym oprogramowaniem dla potrzeb lotnictwa rozporządza: opracowany przez firmę SPERRY UNIVAC system USAS (Univac Standard Airlines System) i IBM ACP (Airline Control Programme). Kierują one pracą ogromnych systemów i sieci, koordynując przetwarzanie różnych programów, które mogą być realizowane jednocześnie lub kolejno, albo w czasie rzeczywistym, albo partiami, albo i tak, i tak oraz sterują działaniem różnych elementów wyposażenia i połączeń transmisyjnych.

Oto krótki przegląd modułów¹⁾ systemu USAS, które są obecnie w dyspozycji linii lotniczych.

Rezerwacja pasażerska (Passenger Reservation — skrót RES). Moduł ten zapewnia prowadzenie rejestru miejsc pasażerskich oraz tworzy, przechowuje i udostępnia listy pasażerskie. Spełnia on wymagania przewoźników zarówno co do ruchu krajowego, jak i zagranicznego. Zapewnia pełną 24-godzinną sprawność w czasie rzeczywistym. Moduł RES stanowi rdzeń każdego lotniczego systemu komputerowego. Zawiera on podstawowe elementy, które wspomagają linie lotnicze i biura podróży w prowadzonej przez nie sprzedaży przewozów.

Odprawa przedodlotowa (Check-in, skrót: CKI). Ten moduł łączony jest najczęściej z innym, który opracowuje dane związane z ładowaniem i wyważaniem samolotów. Tworzą one razem system odprawy przedodlotowej, ale każdy z tych modułów może być używany oddzielnie. CKI dostarcza szybkich i wygodnych środków odprawy pasażerów i bagażu przed odlotem. Za pomocą odległych terminali²⁾ pracownicy na lotnisku mogą obsługiwać zarówno

¹⁾ Dla odróżnienia poszczególnych systemów składowych (np. systemu rezerwacji) od całości systemu komputerowego, będziemy systemy składowe nazywali modułami.

²⁾ Pod tym terminem rozumie się (w tym przypadku) alfaskopy, tj. końcówki wyposażone w klawiaturę alfanumeryczną służącą do wprowadzania danych i w ekran obrazujący wprowadzane i otrzymywane informacje. Końcówka taka może być uzupełniona np. drukarką do drukowania biletów lub kart wstępu do samolotu.

TABLICA 1. Powszechność skomputeryzowania poszczególnych funkcji w grupie badanych 92 linii lotniczych — wg stanu przewidywanego na koniec 1978 r.

Określenie funkcji	Powszechność skomputeryzowania (%)
Finanse	92,4
Rezerwacja	80,4
Gospodarka materiałowa	70,7
Gospodarka zespołami	67,4
Ogólne zarządzanie	61,9
Historia obsługi technicznej	50,0
Rezerwacja hoteli	48,9
Obliczanie opłat przewozowych	45,7
Kierowanie salogami	44,6
Sporządzanie planów lotów	44,6
Odprawa przed odlotem	43,5
Planowanie obsługi technicznej	43,5
Wystawianie biletów	41,3
Poszukiwanie bagażu	41,3
Wypożyczanie samochodów	39,1
Ładowanie i wyważanie samolotów	32,6
Przewozy towarowe	31,5

TABLICA 2. Stopień upoważnienia automatyzacji podstawowych obszarów działania linii lotniczych

Obszar działania							
obsługa pasażerów		eksploatacja		obsługa techniczna		różne	
funkcja	liczba linii zaut.	funkcja	liczba linii zaut.	funkcja	liczba linii zaut.	funkcja	liczba linii zaut.
Rezerwacje lotnicze	74	kierowanie salogami	41	gospodarka materiałowa	65	finanse	85
Rezerwacje hotelowe	45	sporządzanie planów lotów	41	gospodarka zespołami	62	przewóz towarów	29
Obliczanie opłat	43	ładowanie/wyważanie samolotów	30	historia obsługi	46	ogólne zarządzanie	57
Odprawa przed odlotem	40			planowanie obsługi	40		
Wystawianie biletów	38						
Poszukiwanie bagażu	38						
Wypożyczanie samochodów	36						
Razem	314		113		213		171
Średni stan upoważnienia zautomatyzowania*)	49%		41%		58%		62%

*) Wskaźnik ten wyraża procentowy stosunek liczby funkcji danego obszaru zautomatyzowanych do liczby funkcji tego obszaru występujących w badanej grupie 92 linii. Tak np. w obszarze obsługi pasażerów jego 7 funkcji jest zautomatyzowanych ogółem w 314 przypadkach. Stąd: $\frac{314}{7 \times 92} 100 = 49\%$

pasażerów, którzy mają rezerwację jak i tych, którzy znajdują się na liście oczekujących, a także uruchamiać odpowiednie procedury w związku z rezygnacją niektórych pasażerów z podróży. Moduł ten umożliwia dokonywanie wyboru miejsc przez poszczególnych pasażerów, odprawienie pasażerów w miejscu pierwszej odprawy na wszystkie odcinki jego lotu daną linią, odwołanie lub zmianę rezerwacji, dodanie pasażerów nie wpisanych na listę oraz otrzymanie informacji dotyczących kategorii pasażera (pełnopłatny, podróżujący ze zniżką itp.).

Wystawianie biletów (ticketing — TKT). Moduł ten pozwala automatycznie przygotować i wydrukować bilet pasażerski. Może to robić natychmiast po zgłoszeniu zapotrzebowania lub partiami. Ten drugi sposób ma zastosowanie przy wystawianiu biletów dla grup, biletów przygotowywanych do wysłania pocztą lub w takim przypadku, gdy klient nie czeka na odbiór biletu z drugiej strony lądu. TKT we współpracy z modułem FQT (mowa o nim dalej) ma zdolność konstruowania taryf zarówno krajowych, jak i międzynarodowych. TKT prowadzi także rejestr druków biletowych.

Sterowanie komunikatami (Message Switching — MSG). Mówimy tu o komunikatach, ponieważ chodzi zarówno o ruch depech teleksowych jak i o przepływ wszelkiego rodzaju informacji przekazywanych za pomocą alfaskopów. Moduł MSG ma zdolność przechowywania i wysyłania komunikatów za pomocą wolnych, średnich lub szybkich środków transmisji. Komunikaty mogą być przesyłane między terminalami tej samej sieci lub różnych sieci, między terminalami i różnymi modułami systemu USAS oraz między jednostkami centralnymi różnych linii używających procedur ATA³⁾, IATA lub SITA. MSG generuje także raporty statystyczne.

Kontrola silników (Engine Monitoring — ENM). ENM śledzi parametry pracy silnika i porównuje je z warunkami i wielkościami standardowymi, odnotowuje odchylenia w zbiorze informacji dotyczących historii silnika. Pozwala zidentyfikować wiele niesprawności oraz oceniać zużycie silnika. W rezultacie umożliwia podejmowanie profilaktycznych zabiegów technicznych zanim dojdzie do powstania usterki w czasie lotu.

Dane o sprzęcie (Fleet Averaging — EFA). Ten moduł w

przeciwieństwie do poprzedniego (ale we współpracy z nim) dostarcza danych sumarycznych o sprawności sprzętu wg np. typu samolotu lub silnika, a nie informacji o poszczególnych egzemplarzach silników. Informacje o pracy silników są przez ten moduł agregowane — dotyczy to takich danych jak: odchylenie od prędkości wirników, temperatura gazów wylotowych, przepływ paliwa i poziom wibracji.

Planowanie załóg (Crew Pairing: CPD — dla ruchu krajowego i CPI — dla lotów międzynarodowych). Moduł oparty jest na przetwarzaniu bezpośrednim partiowym. Tworzy najbardziej ekonomiczne programy pracy załóg oraz redukuje czas i koszt przygotowania takich planów tradycyjnymi metodami.

Obliczanie opłat za przewóz (Fare Quote — FQT). Moduł oblicza opłaty za przewóz na trasach krajowych i międzynarodowych praktycznie dla wszystkich sytuacji taryfowych (niektóre z nich są jak wiadomo bardzo złożone i przy „ręcznym” konstruowaniu opłat następują wiele kłopotu).

Ładowanie i wyważanie samolotu (Weight and Balance — WTB). WTB generuje szczegółowy konkretny plan ładunku dla różnych typów samolotów, z uwzględnieniem zużycia i zapasu paliwa, ilości towaru do przewiezienia, dopuszczalnych obciążeń samolotu na poszczególnych odcinkach trasy itd. Plan taki zawiera wskazówki dotyczące rozmieszczenia towaru i bagażu w poszczególnych lukach. Moduł ten we współdziałaniu z CKI dostarcza także plan rozmieszczenia pasażerów zapewniający utrzymanie środka ciężkości samolotu w nakazanych granicach.

Szkolenie (Training — TRN). Umożliwia szkolenie pracowników rezerwacji oparte na praktycznych zajęciach przy alfaskopach i symulowaniu rzeczywistych sytuacji. Na życzenie użytkownika TRN może być przystosowany także do innych rodzajów szkolenia.

Gospodarka zespołami (Recoverable Control System — RCS). Moduł stosuje się do gospodarki cennymi zespołami („agregatami”) podlegającymi renowacji i wielokrotnej zabudowie na samolotach. Stanowi on część systemu kierowania gospodarką materiałową. Dostarcza danych inwentarzowych oraz danych dla księgowości i planowania zużycia zespołów.

Rezerwacja hotelowa (Hotel Reservations — HTL). Moduł HTL umożliwia liniom lotniczym dokonanie rezerwacji pokoju hotelowego dla pasażera jednocześnie z rezerwacją

³⁾ AMERICAN AIR TRANSPORT ASSOCIATION — Amerykańskie Stowarzyszenie Transportu Lotniczego.

miejsca na samolot. Udziela informacji o hotelach w miastach, wysokości opłat, możliwości uzyskania pokoju oraz wg standardu wyposażenia pokoju.

Przewóz towarów (Cargo — CGO). Wprawdzie wymagania systemowe dla tego modułu zostały zdefiniowane, ale nie wszystkie jego elementy są już dostępne. Jednakże niezależność tych elementów od siebie umożliwia użytkownikowi wybranie tylko tych, które będą dla niego przydatne. A oto niektóre z nich: zbieranie danych, wystawianie dokumentów, informowanie o statusie przesyłki, planowanie sprzętu naziemnego, kontrola magazynów lotniskowych, dostarczanie informacji dla celów zarządzania, automatyczne taryfowanie, wystawianie listów przewozowych, kontrola kredytu, prorejtowanie, kalkulacja opłat za składowanie i czynności pomocnicze, kontrola obrotu jednostkami ładunkowymi i wiele innych funkcji. Do szczegółowego wyliczenia tych funkcji wrócimy przy omawianiu CGO stosowanego w AIR CANADA.

Planowanie lotu i kontrola bieżąca (Flight Planning) (Flight Monitoring — FPL). Plan lotu jest sporządzany oddzielnie dla każdej trasy, wysokości lotu oraz dla zadanej liczby Macha i/lub maksymalnego trwałego ciągu. Jeżeli zadana liczba Macha nie może być osiągnięta przy istniejącej temperaturze, wysokości lotu i masie samolotu, zostaje ona automatycznie zastąpiona w kalkulacji zużycia paliwa przez daną maksymalną wartość trwałego (przelotowego) ciągu. Plan lotu konfrontowany jest w końcu z zakresem parametrów pracy i osiągnięć samolotu określonym przez producenta oraz z warunkami do startu panującymi na lotnisku odlotowym. W razie stwierdzenia jakiegokolwiek niezgodności plan jest przez komputer odrzucany. Funkcja kontroli bieżącej polega na obserwowaniu parametrów lotu oraz wykrywaniu i identyfikowaniu wszelkich odchyłań od planu lotu.

Kierowanie załogami (Crew Management System — CMS). Moduł CMS pomaga planistom ustalać aktualny status każdego z członków załóg. Przechowuje on informacje mówiące o ich osiągalności, ważności licencji, paszportów i wiz, o wyszkoleniu i treningu, płacach i inne. Ubocznymi funkcjami modułu jest pomoc w tworzeniu dokumentacji osobowej personelu, szkoleniu i przygotowaniu różnych sprawozdań związanych z zarządzaniem.

Planowanie obsługi technicznej (Aircraft Maintenance Scheduling — AMS), kontrola warsztatów (Maintenance Shop Floor Control — MSF), gospodarka częściami zamiennymi (Aircraft Parts Inventory — API). Moduły te używane są do kontroli przebiegu prac w bazach technicznych linii lotniczych. Funkcje tych modułów obejmują m.in. gromadzenie danych o historii poszczególnych samolotów i planowanie obsługi, wyznaczanie i planowanie zadań dla personelu obsługi, prowadzenie ewidencji oraz automatyczne zamawianie części zamiennych, gromadzenie danych dotyczących robocizny do obliczania kosztów oraz danych o zespołach (agregatach) samolotów. Ponadto system dostarcza potrzebnych do zarządzania informacji danych statystycznych.

Badania Air Transport World

Przedmiot i zakres badań

Miesięcznik amerykański *Air Transport World* przeprowadził badania ankietowe na temat stanu zastosowania EPD w liniach lotniczych i planów w tej dziedzinie na najbliższe pięć lat. Przedmiotem badania były: stan i rodzaj wyposażenia, zakres skomputeryzowania poszczególnych funkcji, wielkość zaangażowanych środków. Wyniki badań opublikowano w kwietniowym numerze tego miesięcznika w 1978 r. skąd czerpiemy większość danych liczbowych.

Odpowiedzi na ankietę udzieliły 92 linie lotnicze. Wśród

ankietowanych zabrakło wielu dużych linii zachodnich jak AIR FRANCE, DEUTSCHE LUFTHANSA oraz radzieckiego AEROFLOTU i wielu innych. Większość respondentów to średnie i małe linie, w tym wiele linii z terenu USA. Nie zabrakło jednak takich potentatów jak AIR CANADA, ALITALIA, AMERICAN AIRLINES, BRITISH AIRWAYS, EASTERN AIRLINES, KLM, PAN AM, QANTAS, SWISSAIR, TWA, UNITED AIRLINES i innych. Łącznie linie objęte badaniem reprezentują ok. 66% światowych przewozów.

Wszelkie podane w dalszym ciągu fakty i oceny dotyczą badanej grupy linii.

Ogólny stan skomputeryzowania

Stopień skomputeryzowania poszczególnych funkcji, a ściślej — powszechność ich skomputeryzowania w badanej grupie linii przewidywaną do osiągnięcia w końcu 1978 r. przedstawia tabl. 1. Funkcje wymienione są w tej tabelicy wg malejącej powszechności ich zautomatyzowania.

Podsumowanie zawarte w powyższej tabelicy wskazuje, że do końca ub.r. do najpowszechniej skomputeryzowanych funkcji będą należały:

— funkcje finansowe (księgowość, listy płac i inne) zautomatyzować je miało 92,4% linii lotniczych,

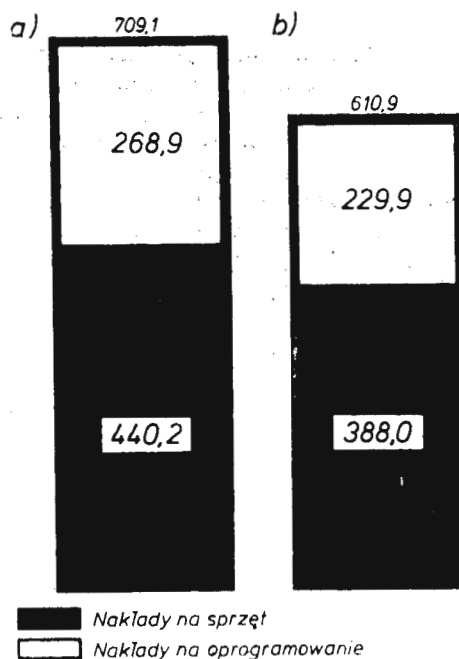
— rezerwacja — 80,4%.

Na dole listy, wśród funkcji, które automatyzuje najmniejsza liczba linii, znajdują się:

— obsługa przewozów towarowych — tylko 31,5%,

— kontrola załadunku i wyważenia samolotów — automatyzuje ją tylko 32,6% linii. Relacje tych wskaźników łatwo jest wytłumaczyć: większość przewoźników automatyzuje te funkcje, w których występuje duża liczba operacji, a więc operacje finansowe, ruch pasażerów i gospodarkę materiałową. Intuicyjnie wiadomo, że liczba operacji związanych z przewozem towaru i wyważaniem samolotów jest znacznie mniejsza i może w wielu przypadkach, zwłaszcza u mniejszych przewoźników, być wykonywana tradycyjnymi metodami.

Weźmy dla przykładu proporcje wynikające z pracy PLL LOT. W dniu 1 czerwca ub. roku przewieziono na siatce linii LOT-u 5356 pasażerów. Wymagało to przypuszczalnie ponad 6000 operacji rezerwacyjnych. W tym samym dniu samoloty PLL LOT wykonały 103 starty i tyleż operacji wyważania trzeba było wykonać. Stosunek



TL-176/78 91

Dotychczasowe (a) i planowane na najbliższe 5 lat (b) nakłady na komputeryzację 92 linii lotniczych (dane w mln dol.)

TABLICA 3. Stan wyposażenia, wartość dokonanych i planowanych nakładów

Nazwa linii	Liczba używanych komputerów	W tym:						Wartość dokonanych inwestycji (tys. dol.)		Wielkość planowanych inwestycji na najbliższe 5 lat (tys. dol.)	
		IBM	UNI-VAC	HO-NEY-WELL	RAY-THEON	DEC	inne	sprzęt	oprogramowanie	sprzęt	oprogramowanie
AIR CANADA	12	—	4	6	—	+	2	27 500	x	10 000	x
ALITALIA	4	4	—	—	—	—	—	20 300	9 700	25 400	8 000
AMERICAN	6	5	—	—	—	—	1	26 000	37 500	23 000	40 000
AVIANCA	20	2	—	—	17	—	1	1 050	500	1 000	450
BRANIFF	26	3	—	12	—	9	2	15 000	x	x	x
BRITISH AIRWAYS	12	7	2	—	—	1	2	50 000	50 000	60 000	30 000
CONTINENTAL	6	6	—	—	—	—	—	8 000	3 000	8 000	5 000
DELTA	6	6	—	—	—	—	—	30 000	25 000	8 000	15 000
EASTERN	9	6	3	—	—	—	—	x	x	x	x
KLM	6	6	—	—	—	—	—	18 000	20 000	6 000	10 000
OZARK	10	—	—	3	—	—	7	800	x	800	x
PAN AM	6	6	—	—	—	—	—	26 000	1 000	12 000	500
PANTAS	18	4	—	6	—	—	8	30 000	25 000	22 000	24 000
SABENA	6	2	2	—	—	—	2	5 000	150	7 500	2 000
SOUTH AFRICAN	6	4	—	—	2	—	—	9 000	10 000	5 000	2 000
SOUTHERN AIRWAYS	8	2	—	—	—	4	2	2 000	950	1 500	495
SWISSAIR	11	7	—	—	—	—	1	60 000	52 000	30 000	31 000
TWA	5	5	—	—	—	—	—	35 000	350	55 000	500
UNITED	17	8	9	—	—	—	—	x	x	x	x
Razem	194	83	20	27	19	14	31	363 650	235 150	275 200	167 545
Liczba komputerów w badanych 97 liniach %	65	61	72	96	100	88	43	83	87	71	75

x — oznacza brak danych

tych liczb był więc jak 1:60. Dzień 1 czerwca wybrany jest przypadkowo i autorzy zamierzali tylko ogólnie zilustrować proporcje.

Interesujące jest jeszcze jedno spojrzenie na ogólny stan komputeryzacji: nie przez stopień zautomatyzowania indywidualnych funkcji, lecz przez stopień zautomatyzowania podstawowych obszarów działalności lotniczych przedsiębiorstw transportowych. Próbę takiego spojrzenia przedstawia tabl. 2.

Wartość zainwestowanych środków

68 linii poinformowało, że zainwestowały w EPD łącznie 709,1 mln dol. USA, w tym 440,2 mln (62,1%) w sprzęt i 268,9 mln (37,9%) w jego oprogramowanie. W ciągu następnych pięciu lat zamierzają one zainwestować dodatkowo 610,9 mln dol., tj. ca 86,2% obecnego stanu posiadania. Z kwoty tej 388 mln (63,5%) przeznaczone ma być na sprzęt i 222,9 mln (36,5%) na oprogramowanie. Tak więc wartość inwestycji sprzętowych wzrosła o 88,1% a wartość nakładów na oprogramowanie o 82,9%, licząc w stosunku do obecnego stanu posiadania (rys.).

Na podstawie tych liczb szacuje się, że łącznie wszystkie linie świata zainwestowały w EPD około 1,3 mld dol. i taką samą sumę zainwestują w najbliższych pięciu latach.

Patrząc wstecz na sprzęt i metody jego eksploatacji nie można nie zauważyć jeszcze raz, że decydującą o tak burzliwym rozwoju automatyzacji zmianą było wprowadzenie przetwarzania bezpośredniego w czasie rzeczywistym. Wprawdzie współczesne procesory obsługują jednocześnie wiele programów, dzieląc między nie swój czas, ale przy ogromnej prędkości przetwarzania nie ma to praktycznego znaczenia dla użytkownika. Poprzednio dane były najpierw przynoszone na karty dziurkowane lub taśmy magnetyczne, a następnie przetwarzane partiami w określonych odstępach czasu. Użytkownik musiał czekać w kolejności na wolny czas komputera. Wyniki w postaci wydruków zasypywały użytkownika stertami papieru.

Ocena wyposażenia

Stan wyposażenia jest dość zróżnicowany pod względem typów urządzeń i ich liczby w poszczególnych liniach. Interesujące jest podsumowanie danych z tablicy 3. Jeżeli grupę 87 linii badanych pod tym względem przyjąć za

TABLICA 4. Zestawienie marek komputerów w 92 badanych liniach

Producent	Liczba maszyn pracujących w liniach lotniczych		W tym				% zakupionych maszyn ¹⁾
	szt.	%	maszyny zakupione przez linie lotnicze		maszyny wypożyczone liniom lotniczym		
			szt.	%	szt.	%	
IBM	137	45,7	70	38,7	67	56,3	51
UNIVAC	28	9,3	21	11,6	7	5,9	75
HONEYWELL	28	9,3	21	11,6	7	5,9	75
RAYTHEON	19	6,3	19	10,5	—	—	100
INKOTERM	13	4,3	—	—	13	11,0	—
DEC	16	5,3	16	8,8	—	—	100
BURROUGHS	10	3,3	3	1,7	7	5,9	30
ICOT	6	2,3	7	3,9	—	—	100
ICL	6	2,0	2	1,1	4	3,4	33
INTERDATA	6	2,0	—	—	6	5,0	—
COLLINS	4	1,3	4	2,2	—	—	100
PHILIPS	4	1,3	4	2,2	—	—	100
Inne ²⁾	22	6,3	14	7,7	8	6,6	64
Razem	300	100	181	100	119	100	60

¹⁾ poniżej 4 komputerów danej marki łącznie we wszystkich liniach
²⁾ resztę do 100% stanowią maszyny wypożyczone

100, to okaże się, że w 19 liniach objętych tabl. 3, tj. u 22% przewoźników, skupiło się:

- 65% liczby urządzeń,
- 83% urządzeń licząc wartościowo,
- 87% wartości oprogramowania,
- 71÷75% środków na dalszy rozwój komputeryzacji.

Inne dane dotyczące sprzętu przedstawia tablica 4. Potwierdza ona m.in. dominację IBM (wysoka w rzeczywistości pozycja UNIVAC z tego zestawienia ilościowego nie wynika). Tym, na co należy jednak zwrócić uwagę, jest nadal wysoki procent drogich maszyn, właśnie głównie IBM nie zakupionych lecz wypożyczonych (49%). Średni wskaźnik 40% jest również wysoki (tylko 60% maszyn kupiono, a 40% — wypożyczone).

Warto także zauważyć, że na rynek komputerowy wchodzi również znana firma Boeing. BCS (Boeing Computer Service) opracowała wiele systemów [3]:

- BAS-200 (sprawy finansowe),
 - BAS-250 (rozrachunki handlowe),
 - BAS-300 i 350 (planowanie eksploatacji),
 - BAS-450 (gospodarka zespołami — „agregatami”),
 - BAS-500 (gospodarka materiałowa),
 - oraz BAS-70 (trzecia generacja systemu rezerwacyjnego).
- Cena systemów BAS-350, 450, 500 sięga od 150 do 300 tys. dol., a koszt BAS-700 ok. 1250 tys. dol.

dokończenie w następnym numerze

WCT/689/K/79

Nowa generacja samolotów pasażerskich Boeing

Firmy Boeing, McDonnell Douglas, Lockheed, Rockwell, BAC, Airbus Industrie, Dassault-Breguet, Aerospatiale, VFW-Fokker i ECAS opracowują projekty nowych samolotów pasażerskich o średniej pojemności na krótkie, średnie i długie trasy, w celu zastąpienia niektórych obecnie eksploatowanych samolotów, takich jak Boeing 707, McDonnell Douglas DC-8, wcześniejsze wersje Boeing 727, DC-9, HS Trident i BAC 1-11. Ocenia się, że same Stany Zjednoczone potrzebować będą ok. 2000 nowych samolotów. Równocześnie rozwijane są silniki do samolotów pasażerskich nowej generacji: Rolls-Royce RB.432 o ciągu 7000÷8000 daN i FJR710 (Japonia) o ciągu 6865 daN do 2- i 3-silnikowych samolotów na krótkie i średnie trasy oraz silniki General Electric/SNECMA CFM56, Rolls-Royce RB.211-535, Pratt Whitney JT10D i General Electric CF6-32 o ciągu 12 000÷16 000 daN do 2-, 3- i 4-silnikowych samolotów na krótkie/średnie i średnie/długie trasy.

Spośród projektowanych samolotów należy wymienić całą rodzinę samolotów Boeing (757, 767 i 777) przeznaczonych na trasy krótkie, średnie i długie i zabierających od 160 do 252 pasażerów, samolot McDonnell Douglas ATMR-2 na 180÷200 pasażerów i średnie trasy, BAC X-11 na 140÷160 pasażerów i krótkie/średnie trasy, Airbus A310 na 210÷232 pasażerów i krótkie/średnie trasy, Aerospatiale A200 na 174÷186 pasażerów i krótkie/średnie trasy, Dassault-Breguet Mercure 200 na 124÷184 pasażerów i krótkie/średnie trasy, VFW-Fokker Super F.28 na 100÷130 pasażerów i krótkie/średnie trasy oraz samoloty ECAS (European Civil Aircraft Study) JET1 i JET2 na 136 i 163 pasażerów i krótkie/średnie trasy. Są to na ogół samoloty dwusilnikowe — z wyjątkiem trójsilnikowego Boeinga 777 — z nadkrytycznym płatem. Poza tym opracowano projekty zabudowy nowych silników do samolotów Boeing 707 i 737, McDonnell Douglas DC-8-60 i DC-9, BAC 1-11 oraz czterosilnikowej wersji samolotów Airbus A300B4.

Na specjalną uwagę zasługuje wspomniana już rodzina samolotów Boeing. Składa się ona z trzech podstawowych typów: 757 na krótkie/średnie trasy, 767 na średnie trasy i 777 na średnie/długie trasy.

Boeing 757 jest przewidziany jako następca samolotów Boeing 727 i 737 oraz McDonnell Douglas DC-9. W budowie samolotu wykorzystano niektóre grupy konstrukcyjne



— przednią część kadłuba, usterzenie i część kadłuba za płatem — z samolotu Boeing 727, natomiast zupełnie nowy jest nadkrytyczny płatek, elementy części ogonowej kadłuba, podwozie i silniki. Kadłub ma średnicę kadłuba samolotów Boeing 707, 727 i 737. Dwa silniki o ciągu 14 000÷16 000 daN zabudowane są pod skrzydłami. Brana są pod uwagę silniki Rolls-Royce RB.211-535 o ciągu 14 968 daN, General Electric CF6-32V10 o ciągu 15 943 daN i Pratt Whitney JT10D-132 o ciągu 14 234 daN. Maksymalny zasięg ze 160 pasażerami na podkładzie wynosi ok. 3700 km, a zużycie paliwa przypadające na pasażera na trasie 920 km — od 23,6 do 25,4 kg w zależności od silników. Mają być budowane dwie wersje: o krótszym kadłubie na 160 pasażerów i masie startowej 82 000÷84 000 kg oraz o dłuższym kadłubie na 180 pasażerów i masie startowej 87 000÷99 000 kg. Wpłynęły już zamówienia na 40 samolotów Boeing 757.

Boeing 767 o podobnym układzie ogólnym ma kadłub o szerokości 5,03 m i wysokości 5,41 m pozwalający na umieszczenie 7, a nawet 8 foteli w rzędzie z dwoma przejściami. Zaprojektowane zostały dwie wersje: 767-100 na 180 pasażerów i 767-200 o przedłużonym kadłubie na 200 pasażerów, przy czym ta ostatnia z 8 fotelami w rzędzie i podziałce foteli 813 mm może zabrać 252 pasażerów. Zasięg obu wersji do 4500 km. Do napędu wersji 767-100 przewiduje się te same silniki, co dla samolotów Boeing 757, Rolls-Royce RB.211-535, General Electric CF6-32V10 i Pratt Whitney JT10D-132, a do napędu wersji 767-200 silniki General Electric CF6-62D o ciągu 18 128 daN, Pratt Whitney JT9D-75 lub JT9D-7R o ciągu 19 706 daN i Rolls-Royce RB.211-22D o ciągu 18 314 daN.

Boeing 777 ma ten sam płatek i kadłub o tym samym przekroju, lecz dłuższy niż samoloty Boeing 767 i może pomieścić 205÷212 pasażerów. W ogonowej części kadłuba zabudowany jest trzeci silnik. Przewidziane są dwie wersje różniące się zasięgiem: 777-100 o zasięgu do 5500 km i 777-200 o zasięgu do 8700 km. Jako napęd mają być stosowane silniki Rolls-Royce RB.211-535, General Electric CF6-32V10 i Pratt Whitney JT10D-132.

Ocenia się, że nowe samoloty Boeing będą zużywać o 35% mniej paliwa na jedno miejsce pasażerskie niż samoloty obecnej generacji.

INSCRIPTIONS; PLACARDS (II)

Flight controls:

- 1 — flaps — UP/DN, UP/DOWN
- 2 — elevator trim
- 3 — nose — UP/DN
- 4 — integrated flight control
- 5 — pitch — UP/DWN
- 6 — turn — L/R
- 7 — AP — ON
- 8 — yaw damper — ON
- 9 — pitch/roll/HDG/alt.

Airframe:

- 10 — landing gear position
- 11 — (landing) gear — UP/
/DOWN AND LOCKED
- 12 — landing gear — retract/
/extend
- 13 — locked/not locked, unloc-
ked
- 14 — nose/LH/RH
- 15 — nose/l. main/r. main
- 16 — press to test
- 17 — emer. gear control, emer-
gency G.C.
- 18 — parking brake
- 19 — emerg. brake

Power unit controls:

- 20 — throttle — closed/open
- 21 — RPM — decrease/increase
- 22 — mixture — cut-off/idle/
/lean/rich
- 23 — cowl flap — pull to close
- 24 — condition (lever) — off/
/on/run
- 25 — (increase) friction
- 26 — carb(urettor) heat — pull
hot
- 27 — fuel (lever)
- 28 — rev. thrust/GND idle/FLT
idle
- 29 — fuel shut-off valve —
open/closed
- 30 — prop. control — feather/
/idle/max
- 31 — dry motoring run

Systems:

- 32 — STDBY pump
- 33 — X feed V, cross feed
valve
- 34 — fuel consumed
- 35 — fuel low (level), low fuel
- 36 — left fuel/right fuel/both
off
- 37 — low pressure
- 38 — fire pull
- 39 — fire extinguisher — push
to ext.
- 40 — cabin heat(er)
- 41 — temp. control — manual/
/auto
- 42 — cool/warm/hold
- 43 — duct overheat
- 44 — cabin altitude control
- 45 — rate of change
- 46 — ascend/descend
- 47 — pressurized air
- 48 — outside air
- 49 — emer. oxy. pull
- 50 — DC master (switch)
- 51 — external/battery
- 52 — bus-tie — normal/open
- 53 — left generator/right gene-
rator
- 54 — generator fails
- 55 — anticoll. LT, anticollision
light
- 56 — beacon LT
- 57 — LDG LT, landing light
- 58 — map LT
- 59 — lighter
- 60 — windshield wiper
- 61 — defroster
- 62 — stall warning

Radio comm/nav:

- 63 — phone
- 64 — mike, microphone jack
- 65 — SQL, squelch
- 66 — vol., volume
- 67 — freq. frequency
- 68 — channel
- 69 — power — ON/OFF
- 70 — LOC or rang
- 71 — marker beacon — airway/
/outer/middle
- 72 — distance
- 73 — bearing
- 74 — comm/nav
- 75 — radio call...
- 76 — reset
- 77 — ground scrutiny

Doors/Canopy:

- 78 — open/closed
- 79 — locked/not locked
- 80 — lock./unlock.
- 81 — to open pull handle
- 82 — turn to lock
- 83 — pull to open
- 84 — push to latch
- 85 — emergency exit
- 86 — canopy jettison
- 87 — doors unlocked

NAPISY, TABLICZKI (II)

Sterowanie lotem:

- 1 — klapy — w górę/w dół, schowane/
/wychylone
- 2 — klapka wyważ. st. wys.
- 3 — nos — w górę/w dół, ciężki — na
ogon/na głowę
- 4 — scalony układ sterowania
- 5 — pochylanie — w górę/w dół
- 6 — zakręt — w lewo/w prawo
- 7 — pilot automatyczny — włączony
- 8 — tłumik wahań kierunkowych — włą-
czony
- 9 — pochylanie/przechylanie/kurs/wysokość

Płatowiec:

- 10 — położenie podwozia
- 11 — podwozie — w górę/w dół i zabloko-
wane
- 12 — podwozie — schowane/wypuszczone
- 13 — zablokowane/nie zablokowane, na za-
mkach/nie stoi na zamkach
- 14 — przednie/lewe/prawe
- 15 — przednie/lewe główne/prawe główne
- 16 — naciśnij dla sprawdzenia, kontrola
lamp
- 17 — awaryjne sterowanie podwoziem
- 18 — hamulec postojowy
- 19 — hamulec awaryjny

Sterowanie zespołem napędowym:

- 20 — przepustnica — zamknięta/otwarta
- 21 — obroty — spadek/wzrost
- 22 — mieszanka — wyłączone/bieg jałowy/
/uboga/bogata
- 23 — zasłonka maski — dla zamknięcia
ciągnij
- 24 — dźwignia stanu — wyłączone/włączone/
/praca
- 25 — (zwiększone) tarcie
- 26 — podgrzew. gaźnika — dla ogrzewania
ciągnij
- 27 — (dźwignia) paliwa, dźwignia mocy
- 28 — ciąg ujemny/mały gaz na ziemi/mały
gaz w locie
- 29 — zawór odcinania paliwa — otwarty/
/zamknięty
- 30 — sterowanie śmigłem — chorągiewka/
/mały gaz/maks.
- 31 — zimny rozruch

Instalacje:

- 32 — pompa rezerwowa
- 33 — zawór zasilania poprzecznego
- 34 — paliwo zużyte
- 35 — brak paliwa, reszta paliwa
- 36 — paliwo lewe/paliwo prawe/oba za-
mknięte
- 37 — (za) niskie ciśnienie
- 38 — pożar — ciągnij
- 39 — gaśnica — dla gaszenia naciśnij
- 40 — ogrzewanie kabiny
- 41 — regulacja temperatury — ręczna/samo-
czynna

Miscellaneous:

- 88 — caution, warning
- 89 — no hold
- 90 — no smoking, fasten seat
belt
- 91 — (operational) limitations
- 92 — minimum control speed...
- 93 — max gear speed — re-
tract. ..., extend. ...
- 94 — design manoeuvring
speed...

K.D.

- 42 — chłodniej/ciepłej/utrzymywać
- 43 — przegrzanie przewodów
- 44 — regulacja wysokości w kabine
- 45 — prędkość zmiany (wysokości)
- 46 — wznoszenie/zniżanie
- 47 — powietrze sprężone
- 48 — powietrze zewnętrzne
- 49 — tlen awaryjny — ciągnąć
- 50 — główny wyłącznik prądu stałego
- 51 — źródło zewnętrzne/akumulator pokłado-
wy
- 52 — szyna zbiorcza — normalne/otwarte
- 53 — prądnicza lewa/prądnicza prawa
- 54 — uszkodzenie prądniczy
- 55 — światła antykolizyjne, migacz
- 56 — migacz
- 57 — reflektor do lądowania
- 58 — oświetlenie mapy
- 59 — zapalniczka
- 60 — wycieraczka szyby
- 61 — odszraniacz
- 62 — sygnalizacja przeciągnięcia

Radiokomunikacja/radionawigacja:

- 63 — słuchawki
- 64 — mikrofon, gniazdko mikrofonu
- 65 — strojenie bezszumowe
- 66 — siła głosu, głośność
- 67 — częstotliwość
- 68 — kanał
- 69 — zasilanie — włączone/wyłączone
- 70 — radiolatarnia kierunkowa lub r. bez-
kierunkowa
- 71 — marker — trasowy/zewnętrzny/sredni
- 72 — odległość
- 73 — namiar
- 74 — komunikacja/nawigacja
- 75 — znak identyfikacyjny...
- 76 — przywrócenie do stanu wyjściowego
- 77 — zliczanie drogi (względem ziemi)

Drzwi/limuzynka:

- 78 — otwarte/zamknięte
- 79 — zablokowane/nie zablokowane
- 80 — zablokowane/odblokowane
- 81 — dla otwarcia wyciągnij uchwyt
- 82 — obróć dla zablokowania
- 83 — ciągnij dla otwarcia
- 84 — naciśnij dla zablokowania
- 85 — wyjście awaryjne
- 86 — zrzut limuzynki
- 87 — drzwi nie zablokowane, d. odbloko-
wane

Różne:

- 88 — uwaga, ostrzeżenie
- 89 — nie trzymać (się), nie chwytać
- 90 — nie palić; zapiąć pasy
- 91 — ograniczenia (eksploatacyjne)
- 92 — minimalna prędkość sterowna
- 93 — maks. prędkość dla podwozia — cho-
wanie.../wypuszczanie...
- 94 — obliczeniowa prędkość manewrowa

K.D.

WCT/34/K/79

KOWALSKI J.: Samolot myśliwski Jak-3. Seria TBU nr 52. Wyd. Mon. Warszawa 1978, s. 16+IV, cena 10 zł

Kolejna pozycja z serii TBU opisuje rozwój i konstrukcję jednego z bardziej znanych samolotów II wojny światowej. Opis jest uzupełniony licznymi zdjęciami i rysunkami przedstawiającymi wzory malowania i szczegóły techniczne. Ogólnie w części historycznej i technicznej opracowanie jest prawidłowe.

Niestety autor korzystając bezkrytycznie z niektórych źródeł powtarza za nimi szereg błędów.

Już na wstępie autor pisze, że Jak-3 był najlżejszym samolotem myśliwskim II wojny światowej (masa startowa 2650 kg), a przecież znacznie lżejsze były nie tylko P-11c czy Caudron 714 Cyclone (odpowiednio 1800 i 1750 kg), ale np. I-16 typ 24 (1941 kg), o którym autor pisał w serii TBU, czy Spitfire MkI (2621 kg).

Konstrukcja I-26 nie była rozwinięciem samolotu AIR-7 z 1932 r., lecz samolotów AIR-18 i AIR-21, czyli wywodziła się z linii rozwojowej samolotu UT-1. Silnik WK-107A (M-107A) nie został opracowany w listopadzie 1943 r., lecz w tym terminie był skierowany do produkcji.

Płk Iwan Pokryszkin, trzykrotny Bohater Związku Radzieckiego nie istniał, natomiast Aleksander Iwanowicz Pokryszkin na Jaku-3 nigdy nie latał bojowo, a po locie zapoznawczym na nim uznał za lepsze samoloty Ławoczkina.

Informacja jakoby Jak-1M miał zmienioną powierzchnię nośną i metalową konstrukcję płata jest błędna. Również część danych w tabelce jest błędna.

W lotnictwie Jugosławii znajdowało się nie kilka Jaków, lecz cała 11 dywizja myśliwska wyposażona w tej samoloty (dawna 236 dyw. radziecka). W Jugosławii budowano także wzorowany na Jaku-3 samolot myśliwsko-bombowy S-49. Poważnym mankamentem są: forma broszurki oraz zbyt długi wstęp poświęcony Jakowi-1 i duża liczba zdjęć tego samolotu (podobnie jak w książce TBU nr 25 poświęconej samolotowi Jak-9) oraz praktycznie dwukrotne opisanie wersji rozwojowych. Natomiast autor nie wspomina o wersji metalowej Jaka-1 z 1941 r. (nr 30) oznaczonej Jak-3, która nie weszła do produkcji. Brak też zdjęcia prototypu Jaka-3 z 1943 roku.

Nazwa silnika raketowego użytego na Jaku-3R (z silnikiem M-105, a nie M-107) powinna brzmieć RD-1 ChZ, a nie — 1X1. Opis samolotu Jak-15 należy uznać za zbędny, wystarczyłaby krótka informacja. Ponadto sylwetka tego samolotu nie jest prawidłowa.

Stanowczo za krótko są opisane dzieje samolotu. Dlaczego służbę Jaków-3 w LWP załatwiono jednym zdaniem?

Niektóre skróty radzieckie pisane są błędnie. Np. wint izmieniajemowo szaga to WISZ, a nie WISZ, a Centralny Instytut Awiacyjnych Motorów to CIAM a nie TSIAM. W terminologii polskiej razi określenie rama silnika, termin prawidłowy to łożo silnika.

Zastrzeżenia budzą plansze kolorowe. Sylwetki nie są utrzymane w skali, kolorystyka często wątpliwa. Rzut boczny I-26 nie pokrywa się ze zdjęciem, które ponadto

jest zniekształcone retuszem. Polskie Jaki-11 były malowane na szaro, a nie na zielono-brązowo, polski Jak-3 na okładce powinien być oliwkowozielony, a nie khaki.

Niezbyt zrozumiałe jest dlaczego w tabeli na s. 7 sylwetki boczne poszczególnych wersji nie zostały ułożone chronologicznie.

Osobnym problemem jest plansza środkowa. Napis na samolocie Ługanskiego można znaleźć na zdjęciu opublikowanym w książce Jakowlewa „Rasskazy awiakonstruktora” (wyd. 1967 r.). Zdjęcie to, wykonane po 2.IX.1943 r. (kiedy to Ługanski otrzymał za 24 zestrzelone samoloty tytuł Bohatera Związku Radzieckiego) przedstawia Jaka-1M, a nie Jaka-3.

K.C.

WOROBJEW W. G., KADYSZEW I. K.: Awiacjonnyje pribory upravljajuszczich sistiem. Moskwa, Transport 1978, s. 157, il. 112, tabl. 2, bibliogr. poz. 17. Cena 50 kop. (10 zł)

Autorzy książki przedstawiają zasady działania, budowę, możliwe błędy funkcjonowania i niektóre problemy obsługi technicznej lotniczych układów sterujących w samolotach pasażerskich. Na podstawie analizy kompleksu parametrów określających położenie samolotu w przestrzeni na wszystkich etapach lotu od startu do lądowania, w książce zestawia się komplet urządzeń systemu sterującego, jaki zapewnia automatyczną nawigację lotniczą. Autorzy zajmują się ponadto elementami funkcjonalnymi przyrządów sterujących i podają ich charakterystyki techniczne. Podają także systematyczny opis wszelkiego rodzaju osprzętu lotniczego (przełączników informacji współdziałających z systemami sterującymi).

Książka przeznaczona dla załóg samolotów, może także służyć studentom wydziałów lotniczych.

M-M.M.

BOGACZEW S. K.: Awiacjonnaja ergonomika. Wierojatnostnyje metody. Moskwa, Maszynostrojenije 1978, s. 140, bibliogr. poz. 19. Cena 55 kop. (11 zł)

Wobec coraz większego w świecie nauki zainteresowania wpływem techniki na człowieka, pojawiają się coraz to nowe opracowania tego tematu. Niniejsza książka poświęcona jest ergonomice lotniczej. Autor, posługując się analizą prawdopodobieństwa bada system: środowisko — obiekty techniczne — człowiek w statystycznie określonych warunkach i zastosowaniach takiego systemu, wprowadza sposoby sterowania jego poszczególnymi elementami i charakteryzuje wzajemne wpływy elementów tego systemu. Pokazuje także wpływ podstawowych obiektów technicznych występujących w lotnictwie na człowieka-operatora tych obiektów. Opisuje eksperymentalne poszukiwania w tej dziedzinie i ich wyniki.

Książka przeznaczona jest dla specjalistów od ergonomiki lotniczej i teorii sterowania.

M-M.M.

Aerodynamika samolota Tu-154. Moskwa, Transport 1977, s. 304, il. 167, tabl. 10. Cena 1,33 rb. (26,60 zł)

Autorzy książki wprowadzają czytelnika we wszelkie problemy aerodynamiki samolotu Tu-154. Zawiera ona opis cech konstrukcyjnych i aerodynamicznych samolotu z silnikami NK-8-2U. Opisane są warunki pracy silników w czasie startu, wznoszenia, przelotu, schodzenia i lądowania, a więc we wszystkich fazach lotu. Autorzy zajmują się wpływem warunków zewnętrznych na charakterystyki lotne, statecznością i sterownością samolotu oraz szczególnymi przypadkami lotu i obciążeniami, wywierającymi wpływ na aerodynamikę Tu-154.

Książka przeznaczona jest dla pilotów, inżynierów i techników zatrudnionych w lotnictwie cywilnym. Może także służyć studentom. Zawiera liczne rysunki i wykresy, obrazujące jej treść.

M-M.M.

ROCHON H.: Efektywność samolotów skróconego startu i lądowania w porównaniu z wykorzystaniem samolotów konwencjonalnych do 1990 r. Ośrodek Badawczy Ekonomiki Transportu, Warszawa 1977, s. 261+XIV, tabl. 40, il. 19, bibliogr. poz. 41.

Skrypt ten wychodzi naprzeciw ciągle wzrastającemu na świecie zainteresowaniu samolotami krótkiego startu i lądowania. Ponieważ wymagają one krótkich pasów startowych, więc lotniska dla nich mogą być budowane tam, gdzie nie ma warunków do budowania lotnisk o konwencjonalnej długości pasów. Autor rozważa problemy ekonomiczności wykorzystania samolotów krótkiego startu i lądowania w lotnictwie pasażerskim. Wychodzi od prognozy przewozów pasażerskich, zajmuje się problemami doboru wielkości samolotów do potrzeb przewozowych krajowych linii lotniczych, daje ocenę efektywności samolotów typu CTOL i STOL. Wszelkie wnioski wysnuwa autor nie tylko z rozważań teoretycznych, ale przede wszystkim z obliczeń, które zamieszcza w tabelach. Książka zawiera liczne wykresy. Może służyć inżynierom i konstruktorom.

M-M.M.

PAWŁOWSKI N. I.: Wspomogatielnyje siłowyje ustanowki samolotow. Moskwa, Transport 1977, s. 240, il. 86, tabl. 17. Cena 1,20 rb. (24 zł)

W lotnictwie pasażerskim ZSRR i innych krajów zastępuje się samoloty Il-14 i An-2 nowocześniejszymi samolotami Il-62, Tu-134A i Tu-154. Niniejsza książka poświęcona jest konstrukcji i technicznej eksploatacji pomocniczych zespołów energetycznych (napędowych) TA-6A i TA-8, które służą do uruchamiania silników turboodrzutowych tych samolotów. Tekst ilustrowany jest zdjęciami, rysunkami technicznymi i tabelami.

Książka przeznaczona jest dla załóg samolotów, inżynierów i techników lotniczych oraz dla studentów.

M-M.M.

Nagroda Prezydium Oddziału Wojewódzkiego NOT

Zespół pracowników Wytwórni Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Mielec w składzie inż., inż.: M. Działowski, T. Karelus, S. Książek, R. Migryt, Z. Mizera, Z. Podolski, J. Skózek, E. Sowa i J. Sierżęga — otrzymał nagrodę przyznaną przez Prezydium Oddziału Wojewódzkiego NOT w Rzeszowie za uruchomienie produkcji stateczników do samolotu radzieckiego Il-86.

Należy nadmienić, że produkcja usterzenia aerobusu Il-86 wymaga zastosowania nowoczesnej technologii, jak: trawienia wymiarowego, utwardzania wibracyjnego, specjalnej obróbki odkuwek tytanowych, nitowania śrubonitami i in.

TLiA serdecznie gratuluje Kolegom z Mielca wysokiego wyróżnienia.

Informacje stowarzyszeniowe

Na początku 1978 r. Federacja NOT składała się z 20 stowarzyszeń, 458 194 członków indywidualnych i 7849 członków zbiorowych. W tej liczbie było 169 875 inżynierów i 242 140 techników. SIMP był największym ze stowarzyszeń, gdyż liczył 76 630 członków indywidualnych (29 977 inżynierów i 37 585 techników). Drugim stowarzyszeniem co do liczebności inżynierów był SEP (20 933 osoby), zaś co do liczebności techników — przodowało stowarzyszenie SITGórn. (29 513 członków). SITK zrzeszał 7431 inżynierów i 15 010 techników.

Na koniec grudnia 1978 r. SIMP zrzeszał 1018 członków zbiorowych i 1606 kół przy 47 oddziałach wojewódzkich. W tym samym okresie Sekcja Lotnicza SIMP miała siedem oddziałów wojewódzkich w: Bydgoszczy, Lublinie (z siedzibą w Świdniku), Kaliszu, Poznaniu, Rzeszowie, Warszawie i Wrocławiu oraz dwa samodzielne koła (w Bielsku-Białej i Szczecinie). Sekcja liczyła ogółem 26 kół zakładowych i 1800 członków.

W skład Sekcji Lotniczej SITK wchodziły trzy oddziały (w Gdańsku, Poznaniu i Warszawie).

Rzeczoznawcy lotnictwa

Na wniosek Komisji Kwalifikacyjnej Rzeczoznawców, ZG SIMP przyznał tytuły „RZECZOZNAWCA SIMP” m.in. następującym członkom SIMP:

— mgr inż. Wiesławowi Stafiejowi (Bielsko-Biała) — sprzęt lotniczy i szymbowcowy,

— prof. dr inż. Władysławowi Gundlachowi (Łódź) — sprzętarki, silniki cieplne wirnikowe, silniki turbinowe gazowe, gospodarka cieplna i pomiary cieplne.

Konkurs: Modernizacja środków produkcji

W lipcu 1977 r. Stowarzyszenie Inżynierów i Techników Mechaników Polskich wspólnie z Ministerstwem Przemysłu Maszynowego i Ministerstwem Maszyn Ciężkich i Rolniczych ogłosiło wieloetapowy konkurs pt.

Modernizacja środków produkcji źródłem wyzwania rezerw w przemyśle maszynowym.

Celem konkursu, trwającego do 31 grudnia 1980 r., jest podwyższenie efektywności wykorzystania potencjału produkcyjnego istniejących w przemyśle środków produkcji oraz stworzenie twórczej atmosfery rywalizacji zawodowej wśród członków SIMP. W pierwszym etapie konkursu obejmującym okres 6 mies. od ogłoszenia, a więc do końca 1977 r., zgłoszono 16 prac, w których opracowaniu uczestniczyło 90 osób. Sąd Konkursowy przyznał zespołom członków SIMP, które zgłosiły prace na konkurs, sześć nagród oraz trzy wyróżnienia, jedną nagrodę 100 tys. zł, dwie po 60 tys. zł oraz trzy po 35 tys. zł.

Nagrody i wyróżnienia wręczone zostały laureatom konkursu podczas wspólnego zebrania plenarnego ZG SIMP i Związku Zawodowego Metalowców we wrześniu 1978 r.

Nagrodę I stopnia, 100 tys. zł, otrzymał zespół z Zakładów Urządzeń Okrętowych HYDROSTER z Gdańska za pracę „Przystosowanie dłutownicy Fellowsa do dłutowania uzębień w nieokrągłych kołach zębatach” (do silników hydraulicznych, patent nr 76236).

Nagrodę 35 tys. zł otrzymały zespoły z Kombinatu Przemysłu Narzędziowego VIS oraz Przemysłowego Instytutu Automatyki i Pomiarów w Warszawie za pracę „Modernizacja tokarki reвольwerowej RVL-63 do wykonywania części w cyklu automatycznym lub półautomatycznym”.

Wyróżnienia po 10 tys. zł otrzymali: zespół z Wytwórni Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Świdnik za pracę „Modernizacja automatu sześciowrzecionowego do cięcia materiałów prętowych i rurowych różnych gatunków o średnicach do 50 mm i długości do 200 mm” oraz zespół z Pomorskich Zakładów Aparatury Elektrycznej EMA-APATOR z Torunia za pracę „Modernizacja tokarek sterowanych numerycznie typu TZC N1 z układem sterowania NUMS-320 T”.

Spotkanie z astronautą Charlesem Conradem

W grupie przedstawicieli wytwórni lotniczej McDonnell Douglas, którzy prowadzili rozmowy ze Zjednoczeniem Przemysłu Lotniczego i Silnikowego PZL, przybył do Warszawy amerykański astronauta Charles Conrad, który był czterokrotnie w kosmosie oraz przebywał na Księżycu w ramach wyprawy Apollo 12.

W dniu 19 kwietnia br. odbyło się w ZG SIMP, zorganizowane przez Sekcję Lotniczą SIMP i ZPLiS-PZL, spotkanie z Ch. Conradem, na które przybyli m. in.: wiceminister MPM gen. prof. dr J. Modrzewski, wiceprezes SIMP mgr inż. K. Sobolewski, sekretarz generalny SIMP mgr inż. K. Wawrzyniak, prezes Aeroklubu PRL gen. bryg. dr J. Sobieraj, dyr. CZLC M. Roman, dyr. techn. ZPLiS-PZL inż. K. Brejnak, dyr. CNPSL PZL-Warszawa inż. J. Lipiński, dyr. PHZ PEZETEL mgr J. Krążewicz.

Ch. Conrad przedstawił główne etapy realizacji amerykańskiego programu

badania kosmosu. Na statkach Gemini sprawdzono możliwość przebywania w kosmosie przez 8 dni, czyli tyle, ile wynosi minimum dla lotu na Księżyc, oraz wypróbowano łączenie statków w przestrzeni kosmicznej. Ch. Conrad brał udział w lotach Gemini 5 i 11 (1965 i 1966 r.). Szybkie posuwanie się prób i zadowalające ich wyniki doprowadziły do nadmiernej pewności siebie, co było przyczyną wypadków na Ziemi z kabiną Apollo, które spowodowały śmierć 3 astronautów. Dało to w wyniku rok opóźnienia, lecz w zamian za to uzyskano cenne doświadczenia. Po przebadaniu w kosmosie na Apollo funkcjonowania modułu księżycowego z lądownikiem, w 1969 r. Armstrong i Aldrin wykonali pierwsze udane lądowanie na Księżycu. Conrad (Apollo 12 — 1969 r.) prowadził na Księżycu badania przez 31 godzin. Statkami Apollo przywieziono na Ziemię 220 kg próbek. W 1970 r. rozpoczęto program Skylab (laboratorium kosmicznego) służącego głównie do badania Słońca. Pierwszy lot wykonał Skylab w 1973 r. Ch. Conrad uczestniczył w locie Skylaba. Następnym programem jest Space Shuttle (prom kosmiczny), który jest 20-krotnie tańszy od raket kosmicznych, gdyż może być wielokrotnie używany. Będzie on służyć do wynoszenia na orbitę laboratoriów, satelitów i raket, do wyrzucania automatycznych statków międzyplanetarnych.

Medycyna kosmiczna wypowiada się przeciw długiemu przebywaniu człowieka w stanie nieważkości. W stanie tym serce kurczy się i osłabia swą pracę, organizm zaprzestaje produkcji czerwonych ciałek oraz, co dotychczas jest nie do opanowania, następuje odwodnienie kości. Następuje też silne zwiotczenie mięśni, szczególnie nóg. Aklimatyzacja do stanu nieważkości trwa 30 dni i tyleż samo trwa później aklimatyzacja do warunków Ziemi.

Referat był ilustrowany barwnymi filmami z realizacji programów kosmicznych oraz z lotów Ch. Conrada.

Obrona pracy doktorskiej

W dniu 24 marca br. mgr inż. Tadeusz Kostia obronił na Politechnice Warszawskiej pracę doktorską pt. *Oceńna przewozowych charakterystyk transportowych samolotów i śmigłowców*. Promotorem pracy był prof. dr Zdzisław Łopatek. Dr inż. T. Kostia jest przewodniczącym Zarządu Sekcji Lotniczej SIMP. Redakcja składa serdeczne gratulacje z powodu osiągniętego sukcesu.

ERRATA

Do artykułów pt. „Charakterystyki ciężarowe śmigłowców” opublikowanych w n-rach 12/78 do 3/79 TLiA wkrały się błędy. I tak: w nrze 12/78, s. 21 w zdaniu „względna masa śmigłowcowego usterzenia wynosi 5,60 ÷ ÷ 12,4 g (kg/m³)” jest niepotrzebne g i dalej zamiast „ $q_u = c_{1u} + c_{2u} S_u g$ (kg/m³)” powinno być „ $q_u = c_{1u} + c_{2u} S_u$ (kg/m³)”. Na s. 22 należy usunąć symbol g z tablic 1, 2 i z opisu na rys. 7 i 8. W nrze 1/79 na s. 18 należy usunąć symbol g z tablicy 3. W nrze 2/79 na s. 20 należy usunąć symbol g z tablic 4 i 5. W nrze 3/79 na s. 17 należy usunąć symbol g z tablic 6 i 7.

Czytelników przepraszamy.

REDAKCJA

Udział Polski w rozwoju bułgarskiego lotnictwa

SWIETOSŁAW G. SPIROW

Przedstawiono polsko-bułgarskie kontakty lotnicze i na ich tle rozwój współpracy w dziedzinie przemysłu lotniczego w latach międzywojennych. Opisano dzieje zakupu i użycia w Bułgarii polskich samolotów PZL P-24B Jastreb i PZL-43 Czajka. Realizację zamówień na samoloty PZL-46 Sum B i LWS-3 Mewa B przekreślił wybuch II wojny światowej. Jedną z form współpracy było zaprojektowanie w Polsce zakładów lotniczych DAR w m. Łowiecz. W komentarzu redakcji sprostowano błędy dotychczasowych publikacji na temat polskiego eksportu samolotów do Bułgarii oraz przedstawiono w skrócie rozwój polsko-bułgarskiej współpracy lotniczej po II wojnie światowej.

Bułgarskie tradycje lotnicze sięgają 1911 r., gdy została utworzona pierwsza w tym kraju wytwórnia lotnicza budująca samoloty z licencji. W 1912 r. bułgarskie lotnictwo wojskowe wzięło udział w wojnie bułgarsko-tureckiej, jako jedno z pierwszych w świecie, uczestnicząc w działaniach wojennych. W dniu 15 sierpnia 1915 r. został oblatany pierwszy samolot bułgarskiej konstrukcji; zaprojektował go Asen Jordanow, późniejszy współkonstruktor samolotu Douglas DC-3.

Z powodu udziału Bułgarii w I wojnie światowej po stronie państw centralnych, podpisany w 1919 r. w Neuilly-sur-Seine traktat pokojowy zabraniał Bułgarii posiadania lotnictwa wojskowego przez pewien okres czasu. Dlatego w Bułgarii w latach dwudziestych zapoczątkowano rozwój lotnictwa sportowego, komunikacyjnego i przemysłu lotniczego. Lotnictwo wojskowe dość długo, bo do 1937 r., nie miało samolotów bojowych, a i te początkowo były kupowane jako przeznaczone do treningu. Główny wysiłek skierowany był na szkolenie pilotów w aeroklubach i lotniczym przysposobieniu wojskowym oraz na szkolenie pilotów wojskowych i dowódców lotniczych poza granicami kraju.

Pierwszym bliższym polsko-bułgarskim kontaktem lotniczym była wizyta w Sofii w 1927 r. eskadry polskich samolotów wojskowych Potez-25 pod dowództwem płk. pil. L. Rayskiego. Wynik tego kontaktu zaowocował w następnych latach. Bułgaria wysłała trzech swych lotników na przeszkolenie do włoskiej Akademii Sztabu Generalnego, lecz wywołało to próby nacisku politycznego ze strony



Rys. 1. Pierwsza wizyta eskadry polskich samolotów Potez-25 w Bułgarii w 1927 r. W środku stoją: płk L. Rayski i dyr. bułgarskich linii lotniczych P. Popkristew. Wśród siedzących płyty od lewej płk Z. Zacharijew, późniejszy dowódca lotnictwa bułgarskiego, Bohater Związku Radzieckiego

Włoch i pilotów wycofano z Akademii. Próby szkolenia w innych krajach zakończyły się odmową. Wówczas poszukano życzliwszego partnera. Wkrótce lotnictwu bułgarskiemu bratniej pomocy udzieliło polskie lotnictwo wojskowe, przyjmując bułgarskich lotników na trening do swych szkół i pułków (m.in. do 4 pułku lotniczego w Toruniu), do eskadr myśliwskich i liniowych (rozpoznawczo-bombowych). Przeszkoleni piloci bułgarscy po powrocie do swego kraju zostali instruktorami lotniczego przysposobienia wojskowego oraz lotnictwa wojskowego. Np. bułgarski pilot Krestin Atanasow po ukończeniu w Polsce Wyższej Szkoły Pilotażu (myśliwskiego) stał się organizatorem podobnej Szkoły Pilotażu Myśliwskiego w Bułgarii, a później został dowódcą dywizji myśliwskiej i w końcowej fazie wojny brał udział w walkach z hitlerowskimi Niemcami. Jednym z wyników doskonalenia bułgarskich pilotów w Polsce było to, że bułgarska taktyka lotnictwa została oparta na zasadach polskiej taktyki lotniczej.

Od dnia 27 czerwca 1931 r. Warszawę połączyła z Sofią linia lotnicza LOT-u, biegnąca do Salonik. Komunikację



Rys. 2. Fokker F-VIIB/3m SP-ABF Polskich Linii Lotniczych LOT w 1931 r. w Sofii wśród bułgarskich samolotów DAR-1

rozpoczęto na trójsilnikowych samolotach Fokker F-VIIB/3m. Gdy 23.11.1937 r. polski samolot pasażerski Douglas DC-2 podczas lotu z Salonik do Sofii rozbił się w górach Piryn w Bułgarii — społeczeństwo i wojsko bułgarskie z ogromnym poświęceniem wzięło udział w akcji poszukiwawczej, której wynikiem było znalezienie szczątków samolotu na skałach jednego ze szczytów.

Również polskie samoloty sportowe przylatywały do Bułgarii. Na przełomie maja i czerwca 1937 r. do Sofii przyleciały z Polski trzy samoloty RWD-13, dwa RWD-8 i jeden RWD-10 w ramach Akademickiego Rajdu Bałkańskiego.

Współpraca lotnictwa wojskowego Polski i Bułgarii już w pierwszej połowie lat trzydziestych wyrobiła autorytet polskim specjalistom z lotnictwa wojskowego. Również duże zainteresowanie i uznanie wzbudzała działalność polskiego przemysłu lotniczego. Bułgarska prasa lotnicza (np. miesięcznik *Letec*) wielokrotnie pisała z uznaniem o polskim lotnictwie wojskowym i polskich samolotach.

17 kwietnia 1933 r. na lotnisku Bożuriszcze w Sofii odbyły się polsko-bułgarskie pokazy lotnicze będące wyrazem rozwijającej się współpracy lotniczej. Był to zarazem początek ściślejszych kontaktów w sprawach przemysłu lotniczego. Bułgarzy pokazali wówczas wszystkie swoje prototypy samolotów DAR zbudowanych w wytwórni Darżaw-



Rys. 3. PWS-12a bis por. Orłowskiego podczas polsko-bułgarskiego święta lotniczego 14 kwietnia 1933 r. w Sofii

na Aeroplana Rabotilnica w Bożuriszcze: szkolnych DAR-1, DAR-2, DAR-3, DAR-5 i DAR-6 (ŁAZ-1) oraz pasażerskiego DAR-4. Polacy zaprezentowali samoloty RWD-5, PZL-19, PWS-12a bis i dwa R-XIII biorące udział w rajdzie bałkańskim. Samolotem Fokker przybyła grupa przedstawicieli polskiego przemysłu lotniczego. Por. pil. J. Orłowski dał pokaz brawurowej akrobacji na PWS-12. Samoloty R-XIII pilotowali inż. W. Makowski (późniejszy dyrektor LOT-u) i kpt. J. Lewoniewski. Jednym z członków polskiej ekipy był inż. W. Szymański, bojownik o wolność Bułgarii w 1912 r.

Atmosfera polsko-bułgarskiego święta lotniczego była bardzo serdeczna a jednym z tego wyrazów był obszerny artykuł w miesięczniku *Skrzydłata Polska* nr 5/1933 podkreślający braterstwo narodów polskiego i bułgarskiego.

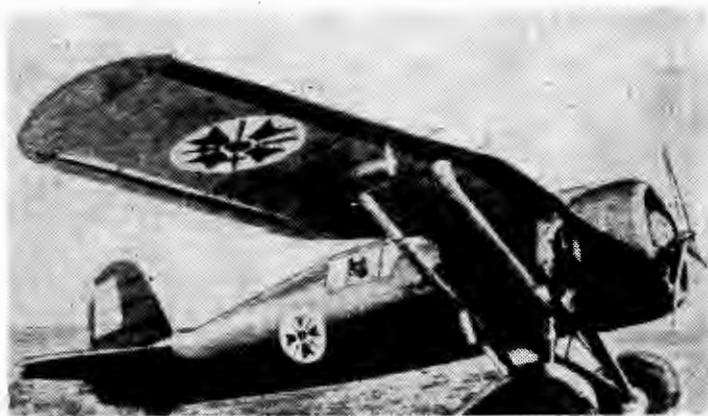
Wszystkie powyższe fakty stały się tłem do współpracy polskiego przemysłu lotniczego z lotnictwem Bułgarii. Na tę współpracę miał też spory wpływ rozwój lotnictwa w krajach sąsiadujących z Bułgarią. W 1936 r. Turcja zakupiła w Polsce samoloty myśliwskie PZL P-24 oraz licencję na nie. Następnie samoloty PZL P-24 zamówiła Grecja a licencję na ten typ samolotu nabyła Rumunia. Bułgaria znalazła się wówczas w niekorzystnym położeniu, gdyż nie miała samolotów bojowych a treningowe samoloty bułgarskie nie mogły dorównać samolotom sąsiadów. W Bułgarii produkowane były w tym okresie tylko samoloty konstrukcji mieszanej a duże państwa o silnym lotnictwie nie chciały Bułgarii sprzedać nowoczesnych samolotów metalowych bez wiązania tego z warunkami politycznymi. Jedynie Polska wykazała bardzo sprawiedliwe i demokratyczne podejście do tego problemu i bez stawiania jakichkolwiek warunków zaofiarowała Bułgarii sprzedaż takich samych samolotów jakie zakupiły sąsiednie państwa, umożliwiając równocześnie przeszkolenie personelu w obsłudze technicznej. Inicjatorem zakupów samolotów w Polsce był płk Michał Dimitrow, szef wydziału zaopatrzenia technicznego bułgarskich wojsk lotniczych, przeszkolony w Polsce i noszący przez cały czas wojny polską odznakę obserwatora jako dowód sympatii do Polaków.

W 1937 r. Bułgaria zakupiła 5 samolotów treningowych PWS-16 bis, 14 samolotów myśliwskich PZL P-24B (dostarczonych zimą 1937/38 r.) oraz 12 samolotów rozpoznawczo-bombowych PZL P-43A (wersja eksportowa Karasia). Ze względu na ograniczenia formalne samoloty te zostały sprzedane jako treningowe.

Następnie w 1938 r. Bułgaria zamówiła 42 samoloty PZL-43B z terminem dostawy na wiosnę i latem 1939 r.



Rys. 4. Samoloty PZL P-24B Jastreb w lotnictwie bułgarskim



Rys. 5. Myśliwski PZL P-24B zbudowany w PZL-Paluch dla Bułgarii w 1937 r.

Szefem bułgarskiej kontroli technicznej odbierającej samoloty w 1937 i 1939 r. w Wytwórni Płatowców PZL na Okęciu-Paluchu w Warszawie był Todor Cankow, a pilotami bułgarskiego odbioru technicznego byli mjr Wołkow i por. Gradinarow. Do 1 września 1939 r. do Bułgarii zostały dostarczone 33 samoloty. W chwili wybuchu wojny 9 PZL-43B znajdowało się w wytwórni w skrzyniach, przygotowane do transportu. Z powodu działań wojennych samoloty wyładowano ze skrzyń i zmontowano. Trzy z nich zostały lekko uszkodzone podczas bombardowania lotniska Okęcie 4 września, a jeden nie był zmontowany. Pięć przejęła 41 Eskadra Rozpoznawcza i użyła je w walkach z niemieckimi wojskami. Cztery z nich uległy zniszczeniu. Spośród kilku bułgarskich lotników przebywających w chwili wybuchu wojny w PZL żaden nie zginął, a jeden (Paweł Pawłow) wycofał się z polskimi lotnikami na wschód i znalazł się w Związku Radzieckim. Użycie samolotów PZL-43B przez polskie lotnictwo spowodowało pewien incydent niemiecko-bułgarski. Wojska hitlerowskie po zajęciu Polski zebrały fragmenty rozbitych samolotów PZL-43B z bułgarskimi znakami i Niemcy złożyły Bułgarii notę w sprawie udzielenia przez Bułgarię pomocy Polsce w wojnie z Niemcami. Prócz samolotów PZL-43B w wytwórni PZL na Okęciu znajdował się w remoncie jeden PZL P-24B z bułgarskimi znakami. Po wyjaśnieniu sprawy Niemcy wyrazili zgodę na przekazanie tych samolotów jako bułgarskiego mienia do Bułgarii. Jeden PZL-43B, po oględzinach w niemieckim ośrodku badawczym w Rechlin został na początku 1940 r. wyremontowany (brakowało połówki steru wysokości) w przejętych przez Niemców zakładach PZL w Mielcu. Niemcy łącznie przekazali Bułgarii 5 samolotów PZL-43B.

Samoloty P-43 z silnikiem Gnome-Rhone 14N01 dostarczone przed wybuchem wojny nosiły numery fabryczne 1701÷1733, a w Bułgarii otrzymały numery kolejne 1÷33. Egzemplarze dostarczone przez Niemców otrzymały kolejne numery 34÷38 i odpowiednio numery fabryczne 1735, 1736, 1738, 1737, 1740. Samoloty o nr fabr. 1734, 1739, 1741 i 1742 nie zostały dostarczone (egzemplarze zniszczono w 1939 r.).

We wrześniu 1939 r. polski pilot na samolocie PWS-26 przyleciał do północnej Bułgarii z Rumunii, skąd uciekł przed internowaniem. Pilot został serdecznie ugoszczony a samolot przejęło bułgarskie lotnictwo wojskowe.

Samoloty PZL P-24B otrzymały w Bułgarii nazwę Jastreb, a PZL-43B nazwę Czajka. 12 samolotów PZL P-24 stanowiło przez niezbyt długi okres czasu wyposażenie eskadry myśliwskiej, a następnie służyły do treningu.



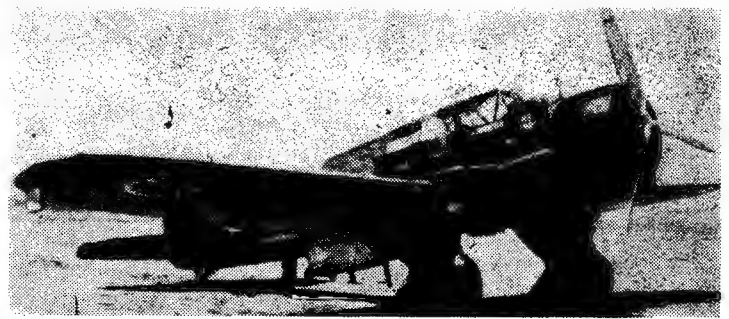
Rys. 6. Eskadra samolotów PZL P-24B bułgarskiego lotnictwa



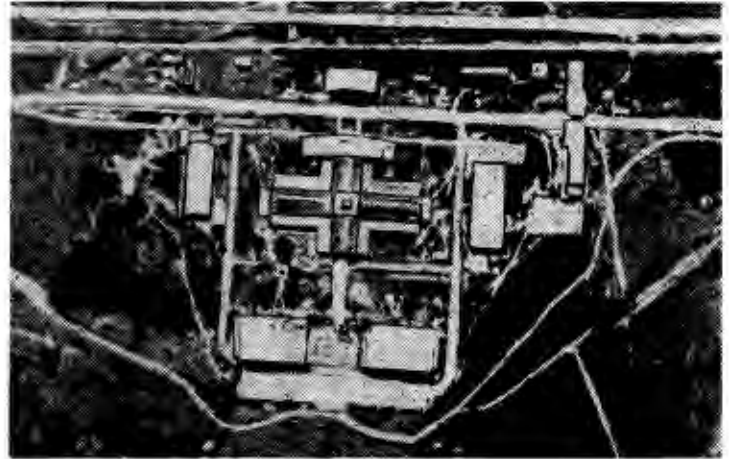
Rys. 7. Rozpoznawczo-bombowy PZL-43A zbudowany dla Bułgarii w 1937 r.



Rys. 8. Szef bułgarskiej kontroli technicznej odbierającej samoloty PZL — Todor Cankow przy PZL-43



Rys. 10. Samolot PZL-43B Czajka w bułgarskim lotnictwie



Rys. 11. Nie istniejąca już wytwórnia samolotów DAR w Łowleczu — zaprojektowana przez Polaków

Samoloty P-24B używane w Bułgarii otrzymały w 1939 r. silniki Gnome-Rhone 14 NO7, czyli zostały przerobione na wersję P-24F.

Wiosną 1940 r. polskie samoloty służyły w następujących jednostkach lotniczych: w 1 mieszanym pułku lotniczym w Sofii-Bożuriszcze 1 eskadra myśliwska wyposażona w 11 PZL P-24 i 3 eskadry bombowe wyposażone w 36 PZL-43B, natomiast w 3 mieszanym pułku lotniczym w Jambolu 1 eskadra bombowa wyposażona w 12 PZL-43A. Samoloty PZL-43 były w użyciu do końca wojny.

Również szybownictwo bułgarskie korzystało przy swym rozwoju z polskiej pomocy. Ok. 1937 r. Bułgaria nabyła licencję na polskie szybowce szkolne Wrona-bis oraz treningowe Komar. Były one produkowane w Bułgarii. Ponadto w 1937 r. zakłady PZL ofiarowały Bułgarii jeden szybowiec wyczynowy SG-3. Ten sprzęt, będący na najwyższym światowym poziomie, pozwolił na osiągnięcie odpowiednich wyników wyszkoleniowych przez bułgarskich pilotów szybowcowych.

Osobny rozdział stanowi polska współpraca przy rozbudowie bułgarskiego przemysłu lotniczego. W oparciu o doświadczenia w budowie nowoczesnych zakładów PZL w Warszawie, Mielcu i Rzeszowie, na zamówienie Bułgarii została w Polsce zaprojektowana nowoczesna wytwórnia DAR w m. Łowiecz. Jej koncepcja funkcjonalna i rozplanowanie nawiązywało do Wytwórni Płatowców PZL na Paluchu. Dokumentację zakładu przywiózł z Polski szef bułgarskiej grupy kontroli technicznej w PZL Todor Cankow. Zakład został w szybkim czasie wybudowany. Produ-



Rys. 9. Bułgarski PZL-43B remontowany podczas wojny (w 1940 r.) w Mielcu

kowano w nim samoloty bułgarskiej konstrukcji, np. DAR-10F. W kilka lat po wojnie zakład przestał produkować samoloty.

Wiosną 1939 r. Bułgaria zamówiła w Polsce 12 samolotów rozpoznawczo-bombowych PZL-46B Sum oraz 60 samolotów obserwacyjnych LWS-3B Mewa. Zamierzenia te nie zostały zrealizowane z powodu wybuchu II wojny światowej.

Przyp. red. W dotychczasowych publikacjach można spotkać mylne informacje na temat polskiego eksportu do Bułgarii. W związku z tym należy podkreślić, iż Bułgaria nabyła tylko 14 samolotów PZL P-24B a nie 40 czy 60, jak podawały różne źródła. Również sprostowania wymaga rozpowszechniona informacja o produkcji w Bułgarii podczas wojny samolotu LWS-7 Mewa.II. W Bułgarii był produkowany samolot zbliżony układem do Mewy, lecz był to bułgarski Kaproni KB-11, zaprojektowany we Włoszech przez firmę Caproni. Prototyp i produkcja były zrealizowane w Bułgarii.

Od redakcji. Serdeczny kontakt między polskim i bułgarskim lotnictwem szczególnie rozwinął się w ostatnim 30-leciu, gdy przyjaźń i współpraca między naszymi narodami uzyskała trwałe podstawy. W 1950 r. polskie lotnictwo sportowe, aby pomóc w szybszym rozwoju lotnictwa sportowego w Bułgarii, przekazało aeroklubom bułgarskim 10 samolotów Piper Cub oraz 5 szybowców Salamandra i Jeżyk. W latach 1950÷1956 na wydziale lotniczym Politechniki Wrocławskiej, a następnie Warszawskiej wykształciła się grupa bułgarskich inżynierów lotniczych. Przez wiele lat nasze zakłady remontowe wykonywały remonty silników lotniczych dla Bułgarii, a bułgarskie lotnicze zakłady remontowe korzystały z polskich doświadczeń. Od 1962 r. rozwinął się eksport do Bułgarii polskich samolotów cywilnych, głównie rolniczych, w ramach którego dostarczono 39 Gawronów, 89 An-2, 5 Mi-2 i 4 Wilgi. W ostatnim dziesięcioleciu szybownictwo bułgarskie zakupiło w Polsce 5 Bocianów, 9 Fok, 2 Cobry, Jantara Standard i Ogara. Współpraca ta ma znacznie większy wymiar od zapoczątkowanej w latach międzywojennych.

Tłumaczył i uzupełnił A. Glass

LITERATURA

1. R. BATESON: *Bulgaria at War. Air Pictorial* 1972 nr 3, s. 92
2. J. B. CYNK: *Polish Aircraft 1893÷1939*. London 1971
3. A. GLASS: *Polskie konstrukcje lotnicze 1893÷1939*. Warszawa 1975
4. T. HALEWSKI: *Rajd bałkański. Skrzydlata Polska* 1933 nr 4÷5, s. 143, 145÷150.

Aufgaben und Zukunft von Trainings-Kampfflugzeugen mit Düsenantrieb (VII)

In dem Beitrag wird der Entwurf und der Bau des Flugzeug — prototyps Fougs-90 behandelt. Die Vereinfachung der Konstruktion und eine Verringerung der Anzahl der Teile führte zur Kürzung der Fertigungszeit und Senkung der Herstellungskosten. Der Flugzeugantrieb gewährleistet bedeutend grössere Leistungen und sorgt für bessere Betriebswirtschaftlichkeit im Vergleich mit Motoren, die im Fougs-Magister-Flugzeug verwendet werden. Dasselbe gilt für die Schulungsmethoden sowie den vorgesehenen Kampfeinsatzbereich des Flugzeugs Fougs-90.

SZULC A.

Elektrochemische Bearbeitung ECM von Titan und seiner Legierungen

Im Aufsatz werden die allgemeine Charakteristik des Titans und seiner Legierungen sowie die mechanischen und physikalischen Eigenschaften behandelt. Es werden die Ergebnisse über Versuche mit Bearbeitungsmethoden dargestellt.

BARAŃSKI M., DŻYGADŁO Z., KIERKOWSKI J., SZCZECIŃSKI S., WERS H.

Anwendung der gegenwärtigen Berechnungsmethoden zum Profilieren von Turbinenradscheiben

In dem Beitrag wird eine Methode zur Festigkeitsberechnung von tragenden Radscheiben der Turbinenmotore dargestellt, nach der die Ausbildung der Scheiben so erfolgt, dass der Faktor γ für die Gleichförmigkeit der Spannungsverteilung vom konstanten Wert ist. Ferner werden die genaue Methode für Scheiben von gleicher Stärke, das Differenzenverfahren sowie das Verfahren der endlichen Elemente für Scheiben mit veränderlicher Stärke verglichen. Es wird auch eine Profiliermethode der Stärkeveränderungen bei Anwendung der Berechnungsergebnisse nach der ersten Methode und der folgenden Präzisierung nach dem Verfahren für endliche Elemente angeführt.

ZWIERZYŃSKI J., ZWIERZYŃSKI A.

Computersysteme auf Fluglinien (I)

Die rasch ansteigende Anzahl der Flugpassagiere und die sich aus ihrer Abfertigung nach den traditionellen Methoden ergebende Schwierigkeiten, veranlassten die Fluggesellschaften zur Einführung einer kostspieligen Automatisierung der Datenverarbeitung in der Verkehrsluftfahrt. Die Grösse der investierten Mittel sowie Pläne für die nächste Zukunft sind Thema dieses Aufsatzes.

SPIROW S. G.

Mitwirkung Polens bei der Entwicklung der bulgarischen Luftfahrt

Es werden die polnisch-bulgarischen Kontakte auf dem Gebiet des Luftfahrtwesens und die damit verbundene Zusammenarbeit der luftfahrttechnischen Industrie in der Zeit vor dem zweiten Weltkrieg dargestellt. Ferner wird die Geschichte des Einkaufs und des Einsatzes der polnischen Flugzeuge PZL P-24B und PZL-43 in Bulgarien beschrieben. Die Bestellung von polnischen Flugzeugen PZL-46 Sum B und LWS Mewa B konnte infolge Ausbruches des zweiten Weltkrieges nicht verwirklicht werden. Die beiderseitige Zusammenarbeit führte u.a. zum Entwurf in Polen der Flugzeugwerke DAR in Łowicz. Im Redaktionskommentar werden Fehler über den polnischen Flugzeugexport nach Bulgarien berichtet, die in den bisherigen Veröffentlichungen anzutreffen sind, sowie in kurzer Zusammenfassung die polnisch-bulgarische luftfahrttechnische Zusammenarbeit nach dem zweiten Weltkrieg dargestellt.

Задачи и будущее реактивных тренировочно-боевых самолетов, VII ч.

В статье описана конструктивная схема и постройка прототипных самолетов Фуга-90, отличающаяся значительным уменьшением числа элементов и простотой, что обеспечивает сокращение стоимости производства. Силовая установка обеспечивает значительно повышенные — по сравнению с самолетом Фуга-Магистер — летные характеристики. Описан также метод тренировки пилотов и предполагаемые боевое применение.

SZULC A.

Электрохимическая обработка титана и его сплавов

В работе представлена общая характеристика титана и его сплавов даны их механические и физические характеристики. Даны результаты исследований разных видов обработки.

BARAŃSKI M., DŻYGADŁO Z., KIERKOWSKI J., SZCZECIŃSKI S., WERS H.

Профилирование дисков турбин при применении современных методов расчёта

В статье представлен метод расчёта на прочность дисков турбин газотурбинных двигателей, который обеспечивает постоянную величину коэффициента равномерности напряжений. Сравнен точный метод для дисков постоянной толщины, метод конечных разностей и метод конечных элементов для дисков переменной толщины. Представлен способ профилирования толщины дисков при использовании первого метода и очередных уточнений с помощью метода конечных элементов.

ZWIERZYŃSKI J., ZWIERZYŃSKI A.

Компьютерноесистемы в авиалиниях (I)

Быстро увеличивающееся число пассажиров и растущие трудности в их обслуживании с помощью традиционных методов заставили предприятия приступить к дорогостоящей автоматизации переобразования данных в гражданской авиации. Величина применяемых средств и планы в этой области на ближайшие будущее описаны в статье.

SPIROW S. G.

Участие Польши в развитии болгарской авиации

Представлены польско-болгарские контакты в области авиации и содействие в развитии авиационной промышленности в течении междувоенного периода. Описана покупка и применение в Болгарии польских самолетов П-24Б Ястреб и ПЗЛ-43 Чайка. Дальнейшие покупки: ПЗЛ-46 Сум Б и ЛБВС-3 Мева 5 не совершились из-за войны. Одной из форм содействия являлась разработка в Польше проекта авиационного завода ДАР в г. Ловеч. Указаны также некоторые неточности прежних статей об экспорте польской авиатехники в Болгарию и представлено польско-болгарские содействия по авиации после II мировой войны.

PRENUMERATA

Prenumeratę przyjmują oddziały RSW „Prasa-Książka-Ruch” i urzędy pocztowe.

Jednostki gospodarki społecznionej, 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,— |

Egzemplarze archiwalne czasopism wydawanych przez Wyd. SIGMA można nabywać w Dziale Handlowym przy ul. Mazowieckiej 12, 00-048 Warszawa, tel. 26 80 16

Wydawnictwo SIGMA – wydawca 75 czasopism technicznych dla inżynierów, techników i robotników wykwalifikowanych oraz dla czytelników interesujących się techniką pozazawodowo.

Wydawnictwo Czasopism i Książek Technicznych SIGMA jest przedsiębiorstwem Naczelnej Organizacji Technicznej; powstało w marcu 1979 r.; kontynuuje trzydziestoletni dorobek edytorski Wydawnictw Czasopism Technicznych NOT; w roku bieżącym przygotowuje się do podjęcia wydawania poradników technicznych, pomocy inżynierskich, wydawnictw szkoleniowych i popularyzatorskich.

Wydawnictwo SIGMA dzięki silnemu powiązaniu ze stowarzyszeniami naukowo-technicznymi sfederowanymi w NOT prezentuje na łamach wydawanych czasopism szeroki wybór artykułów, komunikatów i informacji z zakładów produkcyjnych, ośrodków badawczych i uczelni, a także opracowania techniczno-gospodarcze ukazujące opinie specjalistów na temat rozwoju poszczególnych gałęzi krajowego przemysłu, budownictwa, energetyki, telekomunikacji oraz na temat ochrony naturalnego środowiska człowieka.

Prenumeratę czasopism Wydawnictwa SIGMA (dawniej WCT NOT) przyjmują oddziały RSW „Prasa-Książka-Ruch” oraz urzędy pocztowe.

Wydawnictwo SIGMA – ul. Świętokrzyska 14a, 00-950 Warszawa, skrytka pocztowa 1004. Dyrektor – naczelny redaktor – tel. 26-91-52. Dział Handlowy – tel. 26-80-16.

PZL WILGA



QUIET STOL

OVER 450 WILGAS FLYING IN 17 COUNTRIES

- Best glider tug
 - 12 tows in one hour
- 4 parachutists
 - 36 jumps in one hour
- Only 67 dB (A) noise
- Take-off run 80 m
 - rate of climb 6.3 m/s
- Optional dual controls,
skis, 270 kg ag-hopper



50 YEARS OF EXPERIENCE

Manufacturer:

Centrum Naukowo-Produkcyjne
Samolotów Lekkich PZL-Warszawa
Al. Krakowska 110/114, 02-256 Warszawa
Poland
Phone: 46-00-31, Cable: Owuska, Telex: 814649

Exporter:

PEZETEL Foreign Trade Enterprise
of Aviation Industry
ul. Przemysłowa 26, 00-950 Warszawa, POBox 371,
Poland
Phone: 28-50-71, Cable: Pezetel, Telex: 813430

