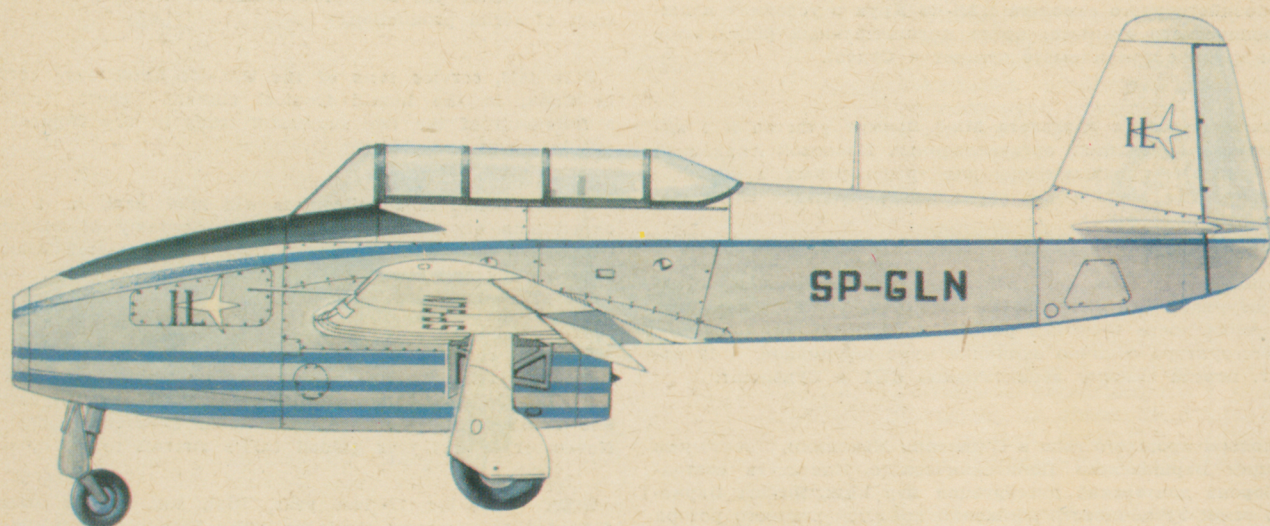
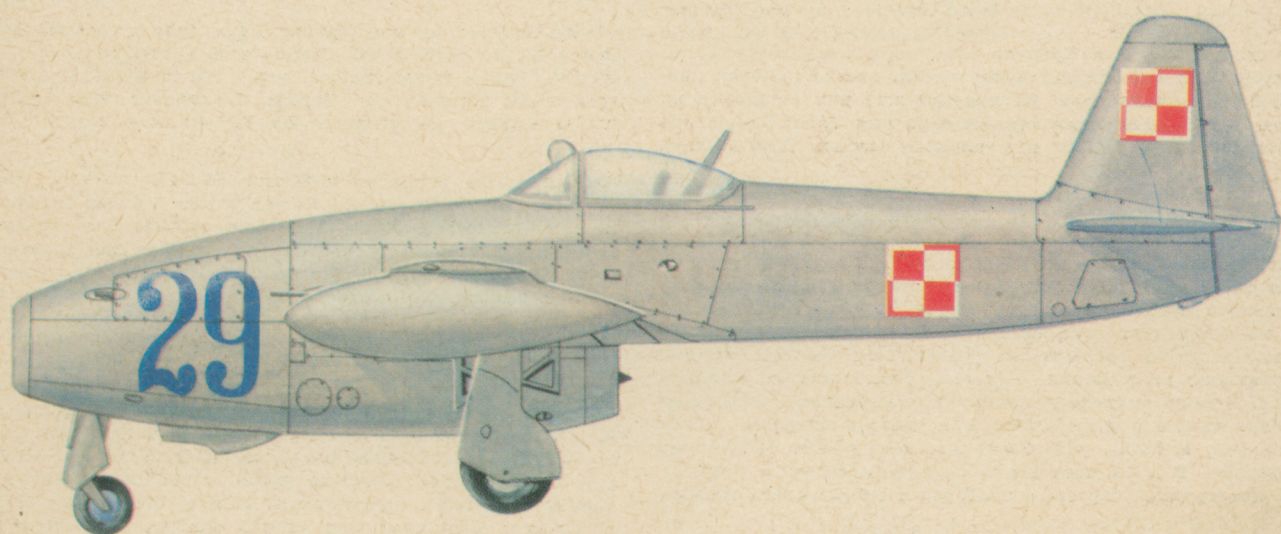


TECHNIKA

2'79

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



● В авиастроительном заводе ВСК ПЗЛ Мелец построен противопожарный самолет под названием Пожарник, как вариант сельскохозяйственного самолета М-18 Дромадэр производства ПЗЛ Мелец. Дромадэр-Пожарник приспособлен прежде всего для тушения лесных пожаров, а также патрулирования лесов.

● Законом ПЗЛ Мелец в октябре прошлого года окончена сборка первых двух экземплярей самолета ПЗЛ М-20 Мева т.е. самолета Пайпер Сенека II, строившегося в Польше на условиях лицензии.

● Планеростроительный завод в г. Бельско-Бяла в период с 1946 по 1978 г. разработал 104 планерные конструкции.

● В сентябре прошлого года экспортирован 8-тысячный многоцелевой самолет Ан-2, производства ПЗЛ Мелец. Из количества 8000 штук 7000 этих самолетов купил СССР.

● По сводке журнала Трибуна Люду заключен контракт на поставку в США значительного количества звездообразных двигателей ПЗЛ-3С, мощностью 445 квт (600 л.с.) для установки на американские сельскохозяйственные самолеты Траш Коммандер и Аг-Кэт. Двигатели ПЗЛ-3С выпускаются заводом ПЗЛ Жешув.

● Центром Спецоборудования Института Авиации в рамках работ при самолетах М-15, ПЗЛ-106 и вертолете В-3 разработаны и применены методы модельных исследований электронных систем для самолетов и вертолетов. Они позволяют проверить конструкционные предположения и расчёты перед осуществлением систем на прототипах летательных аппаратов. В 1977 г. передана в производство современная электронная система защиты и регулировки напряжения бортсети. Содействие с заводами Унимор и Радмор привело к постройке прототипов и производству современного радиоконуса и самолетно-планерной УКВ-радиостанции. В 1977 г. разработан высокого класса топливомер для вертолета В-3. За последнюю пятилетку Центром разработаны 28 конструкций бортовых приборов и специальных стенов.

● На Кубе проводились в 1978 г. эксплуатационные испытания сельскохозяйственного самолета ПЗЛ-106 Крук в условиях влажного тропического климата, после положительных результатов в сухом тропическом климате (Египет и Судан).

● Четыре польских вертолета Ми-2 примут участие в 2 антарктических экспедициях организованных Польской Академией Наук. Вертолеты предусмотрены для транспортных и научных задач, м.пр. для выполнения черно-белых, цветных и инфракрасных аэроснимков.

● Впервые в истории польской транспортной авиации, а качестве штурмана начала работать женщина. Это Катажина Радзио которая после 17-летней работы в качестве бортпроводницы и инструктора отлично окончила курс штурманов, а 10 ноября п.г. повела самолет авиакомпании ЛЕТ в Будапешт.

● 17 ноября прошлого года в Отделении Механики, Энергетики и Авиации Варшавского Политехнического Института состоялась оборона докторской диссертации mgr инж. Януша Наркевича по теме: Устойчивость движения лопастей главного ротора вертолета в установившемся полете. Промотором был доцент доктор инженер В. Луцианэк.

● Очередной успех имели польские спортивные пилоты на самолетах ПЗЛ-104 Вильга в Международных Авиационных Соревнованиях в Австрии и в ГДР. В Австрии польские летчики заняли следующие позиции: Э. Попёлэк — I место и золотую медаль, К. Ленартович — II место и серебряную медаль. В ГДР экипаж: Й. Робачевски и А. Коженёвски завоевал серебряную медаль.

● A new aircraft designed for fire fighting has been constructed at PZL-Mielec works. The new aircraft named Strażak (Fireman) is a version of the M-18 Dromader agricultural aircraft already manufactured at Mielec. The Dromader — Strażak is primarily designed for fighting forest fires. Its fuel capacity makes very long patrols over forest areas possible.

● The assembly of the first two PZL M-20 Mewa (Seagull) aircraft, which is a licence built Piper Seneca II, was completed in October last year.

● In September last year, the number of exported An-2 multi-have developed 104 glider designs and their development versions.

● In September last year, the number of exported An-2 multi-purpose aircraft, which is in production at Mielec works, reached 8000 units. Out of that number, the Soviet Union has purchased 7000.

● As reported by the Trybuna Ludu daily a contract has been signed for delivery to US customers of a large number of PZL-35 445 kW (600 hp) radial engines, which are to be used on American agricultural aircraft, the Thrush Commander and Ag-Cat. The PZL-35 engines are produced by PZL-Rzeszów works.

● During the works on M-15 and PZL-106 aircraft, and W-3 helicopter at the Equipment Center of the Aviation Institute, new methods of testing model electronic systems for airplanes and helicopters have been worked out and put into use. These methods make it possible to check the design assumptions and calculations prior to making the actual installation on prototype aircraft. In 1977, a modern electronic system for protection and control of the aircraft electric network voltage was handed over to production. Cooperation with Unimor and Radmor works has led to the design of prototypes and the production of a modern radio compass and an UHF radio station for airplanes and gliders. In 1977 the design of a world class fuel level indicator was completed. Their production has been undertaken by ZSW Mera works. The passing five-year period is the best measure of the Aviation Institute's achievements. During these years 28 designs of airborne equipment and unique stations have been worked out of which 11 are being currently produced, 6 are at the stage of being put into production and 7 are prepared for the start of serial production.

● In 1978, service tests of the PZL-106 Kruk were carried out in Cuba, in the humid tropical climate. These trials were a follow-up of the two successful trials in dry tropical climate out in Egypt and Sudan.

● Four Polish Mi-2 helicopters will take part in 2 antarctic expeditions organized by the Polish Academy of Sciences. The helicopters will carry out transportation and research tasks, among others, they will be used for taking black-n-white, color and infrared photographs.

● Polish commercial aviation has the first woman navigator. Miss Katarzyna Radzio, a former stewardess and instructor of the LOT Polish Airlines, flew 8000 hours in her 17-years-career. She finished the training course with excellent marks and on November 10 last year guided LOT's aircraft to Budapest.

● On November 17 last year, Dipl. Ing. Janusz Narkiewicz defended his doctoral thesis on "The Stability of Motion of the Main Rotor Blades in Steady Flight" at the Faculty of Mechanical, Power and Aeronautical Engineering, Warsaw Technical University.

● Polish sport pilots were another success, flying on PZL-101 Wilga airplanes, at the International Air Contests in Austria and East Germany. In Austria E. Popiołek won the first placing and gold medal and K. Lenartowicz — second placing and silver medal; in East Germany J. Robaczewski and A. Korzeniewski as a team won silver medal.

Adres Redakcji:
 00-950 Warszawa, ul. Czackiego 3/5
 Tel. 27-25-41

Wydawca:
WYDAWNICTWA CZASOPISM TECHNICZNYCH NOT

SPIS TREŚCI

	Str.
A. Glass: Problemy rozwoju i miejsce samolotowych biur prototypowych	1
STATYSTYKA LOTNICZA: Najważniejsze pozaeuropejskie przedsiębiorstwa komunikacji lotniczej w 1979 r. (linie obsługujące ponad 1,5 mln pasażerów)	3
Z KRAJU, ZE ŚWIATA	4
W. Waškowski: Zadania i przyszłość szturmowych odmian samolotów szkolno-treningowych (IV) (PROBLEMY ROZWOJU LOTNICTWA)	6
W. Kordziński: Silniki do odrzutowych samolotów pasażerskich lat osiemdziesiątych (II) (CIEKAWE KONSTRUKCJE)	9
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP I SITK	14
KARTOTEKA TLiA: Enstrom F-280 Shark. USA	15
Boeing E-3A Sentry. USA	17
POMOCE KONSTRUKCYJNE: Charakterystyki ciężarowe śmigłowców (III)	19
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY: Ochrona przed oblodzeniem	21
F. Kaźmierczyk, B. Tymkiewicz: Określanie przydatności gruntów do projektowania lotniskowych nawierzchni gruntowych (PROBLEMY RUCHU LOTNICZEGO I LOTNISK)	22
A. Gruszecki: Informatyka w lotnictwie cywilnym (PROBLEMY LOT)	24
PROJEKT: Dornier LTA	28
A. Glass: Szybowce używane w Polsce: wczoraj, dziś i jutro (Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ)	29
NOWOŚCI TECHNICZNE: Prace grup studenckich RFN w dziedzinie szybownictwa	32
Nowy typ skrzydła dla lekkich samolotów	III okł.
Na okładce: Samoloty JAK-17, JAK-17UTI — rys. K. Cieślak	



WYDAWNICTWA
 CZASOPISM
 TECHNICZNYCH NOT
 Warszawa
 Czackiego 3/5

Redaktor naczelny:
 mgr inż. Andrzej Glass

Sekretarz Redakcji:
 Emilia Łazarewicz

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

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

Zakłady Graficzne „Tamka”, Zakład nr 1, W-wa. Zam. 1805/c/78. Nakład 4350 egz.

Papier druk. sat. IV kl. 70 g. A1. C-115.

Cena pojedynczego egz. zł 20.—

Prenumeraty roczna zł 240.—

INDEKS 37909

WAŚKOWSKI W.

Tasks and Future of Ground — Attack Variations of School — Training Aircraft, Part IV

In this article the author outlines the development of the Alpha-Jet aircraft from its concept to the start of serial production. It also presents the preparation of the technical support and tooling for the accomplishment of the Alpha-Jet program, production costs and unit cost of the aircraft, and export prognosis of this aircraft type.

KORDZIŃSKI W.

Engines for Passenger Jet Aircraft of the Eighties, Part II

In the first part of the article, the author discusses development trends of bypass turbojet engines used for powering passenger aircraft, giving theoretical grounds for the use of so high compression and flow intensity ratios and high before-turbine temperatures. In the second part, a general division of all engines is made according to four groups, engines representing each group — already in service and those under development — being described.

KAŹMIERCZYK F., TYMKIEWICZ B.

Determination of Grounds Suitability for the Design of Airstrip Ground Surfaces

This paper describes a fast method of determining the ground strength indispensable when designing airstrip ground surface. The presented method should be an object of economic and technical analysis during the design phase.

GRUSZECKI A.

Computer Systems in Commercial Aviation

The article discusses the organizational and functional structure scheme of computer systems and their back-up facilities in commercial aviation. The aim of the system is to assist the Central Board of Civil Aviation in operational evaluation of the company's activities and in development planning. Although the computerization will require considerable effort on the side of organizational and design units, the substantial economical effects in the area of management, particularly aircraft operation and material handling, fully justify the application of such system.

GLASS A.

Gliders Used in Poland: Yesterday, Today and Tomorrow

It is an analysis of changes in the number, performance characteristics and types of gliders used in Poland in the last 50 years, with particular consideration of the present state. Also, a prognosis for the next 10 years is given.



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XXXIV LUTY 1979

TECHNIKA 2

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA

Problemy rozwoju i miejsce samolotowych biur prototypowych

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

60-letnie dzieje rozwoju polskiego przemysłu lotniczego skłaniają do przeanalizowania jak przebiegały procesy rozwoju, rozpraszania i integracji prototypowych biur konstrukcyjnych oraz w jakim stopniu wpływały one na wyniki pracy biur a także do zbadania skuteczności działania biur w zależności od zapotrzebowania na prototypy. Często stawiane jest pytanie dlaczego w swych początkach PZL w krótkim czasie był w stanie dać dużą liczbę prototypów i wprowadzić wiele z nich do produkcji eliminując produkcję licencyjną, a obecnie stworzenie nowego typu trwa znacznie dłużej a w produkcji przeważają licencje. Spróbujmy znaleźć odpowiedź na te pytania.

W naszych wytwórniach lotniczych tworzonych w latach 1920÷1923 (Plage i Łaskiewicz w Lublinie, PWS w Białej Podlaskiej i Samolot w Poznaniu) ze względu na rozpoczęcie produkcji od licencji, biura prototypowe powstały ze znacznym opóźnieniem, gdyż w latach 1926÷1927. Wiązało się to także z pierwszymi zamówieniami na prototypy oraz pojawieniem się w wytwórniach pierwszych samodzielnych konstruktorów. Działalność tych nielicznych biur, będąca faktycznie rozproszaniem kadr i środków — dała rezultaty proporcjonalne do skromnych możliwości, lecz odpowiadające działalności wytwórni zagranicznych w tym czasie. W ciągu 5 lat dały one 24 prototypy, z których 3 weszły do produkcji seryjnej (BM-4, BM-5, PWS-10), a dalsze rozwinięcia dwóch innych doczekały się później produkcji przekraczającej 200 sztuk (PWS-26 i R-XIII).

Utworzenie w 1928 r. Państwowych Zakładów Lotniczych w Warszawie niewątpliwie było koncentracją sił i środków. Biuro konstrukcyjne PZL miało cztery grupy konstruktorskie i w połowie lat trzydziestych liczyło 200 osób. Głównym dorobkiem biura PZL były produkowane seryjnie myśliwce Puławskiego (P-7, P-11, P-24), Karaś i Łoś oraz prototypy samolotów Sum i Jastrząb wchodzących w 1939 r. do produkcji.

Można mówić o przysiągnięciu działalności konstrukcyjnej wytwórni w Lublinie i Białej Podlaskiej (poznanski Samolot przestał istnieć w 1930 r.) w pierwszej połowie lat trzydziestych. Wiązało się to zarówno z lokowaniem głównych zamówień w PZL, jak i ze słabością biur konstrukcyjnych, które nie były w stanie projektować nowoczesnych samolotów. Prężność miało prócz PZL tylko biuro konstrukcyjne RWD działające w Warszawie. Ten związek mocnych biur konstrukcyjnych ze stolicą, w której znajdowały się: politechnika, Instytut Aerodynamiczny i Instytut Techniczny Lotnictwa nie był przypadkowy, gdyż zaplecze naukowo-techniczne i możliwości fachowych konsultacji ułatwiały pracę a równocześnie istniała możliwość zatrudnienia najlepszych fachowców, którzy udzielali się nie tylko w przemyśle.

Podporządkowanie pod PZL w 1936 r. wytwórni w Lublinie (LWS) i Białej Podlaskiej (PWS) a następnie budowa nowej wytwórni PZL w Mielcu — wytworzyło nową sytuację. Centrala PZL w Warszawie miała obowiązek dać zajęcie wytwórniom. Utrzymanie podziału wytwórni na produkujące samoloty metalowe i o konstrukcji mieszanej

było przyczyną, że PZL w Warszawie nadal specjalizowały się w projektowaniu metalowych samolotów bojowych, których produkcja była lokowana w Warszawie i Mielcu, zaś dla wykorzystania wytwórni PWS i LWS dostosowanych do budowy samolotów o konstrukcji mieszanej — prowadzono w nich produkcję licencyjnych samolotów do szkolenia, treningu i łączności: RWD-8, RWD-14 Czapla, PZL-30 Żubr oraz kontynuowano produkcję PWS-26 równocześnie organizując w tych dwóch wytwórniach nowe biura konstrukcyjne przy pomocy PZL.

Tak jak metoda pączkowania nowych zakładów produkcyjnych (PZL-Mielec powstał jako filia PZL-Paluch, a PZL-Rzeszów jako filia PZL-Okęcie) tak i metoda pomocy, przeniesienia doświadczeń, sterowania i konsultowania nowych biur konstrukcyjnych szybko dała dobre wyniki. Biurem LWS pokierowali inż. Z. Ciołkosz i inż. J. Teisseyre przysłani z PZL, a obliczenia postawił na odpowiednim poziomie inż. F. Janik. W PWS kierownictwo biura objął wybitny konstruktor szybowcowy inż. W. Czerwiński a autorem koncepcji pierwszego nowego projektu i konsultantem w sprawach obliczeń został dr inż. F. Misztal z PZL. Równocześnie do tych biur przyszli młodzi zdolni inżynierowie o dobrym przygotowaniu politechnicznym. Warunki techniczne na samoloty opracowywał ITL, który opiniował wszelkie projekty, sprawdzał obliczenia, konsultował próby wytrzymałościowe oraz prowadził państwowe próby w locie i eksploatacyjne prototypów. Tak scentralizowana działalność projektowa, konstrukcyjna i opiniodawcza była prowadzona ujednoliconymi metodami i była oceniana wg jednakowych kryteriów. Zorganizowane w 1936 r. nowe biura już w dwa lata, gdyż w 1938 r., dały udane prototypy samolotów LWS-3 Mewa i PWS-33 Wyżeł, przekazując je do produkcji i przystępując do dalszych prac projektowych.

W okresie międzywojennym nasz przemysł lotniczy miał spore krajowe zamówienia wojskowe, które były bodźcem jego rozwoju. Lotnictwo wojskowe zamawiało liczne prototypy dążąc do zastąpienia produkcji licencyjnej nowocześniejszą rodzimą, a następnie popierało dalszy rozwój własnych konstrukcji. Dlatego w okresie 1928÷1931 wystarczyły cztery lata na przejście z produkcji licencyjnej na krajową. Ta samodzielność konstrukcyjna i produkcyjna była konieczna ze względu na obronność kraju. Eksport, choć stanowił nieduży procent produkcji, jednak wciąż się rozwijał i służył do pełniejszego wykorzystania mocy produkcyjnych.

Po wyzwoleniu w 1945 r. powstały Lotnicze Warsztaty Doświadczalne w Łodzi z biurem konstrukcyjnym pod kierunkiem mgr inż. T. Sołtyka oraz Centralne Studium Samolotów PZL w Warszawie kierowane przez dr inż. F. Misztala. LWD było wytwórnią samolotów o konstrukcji drewnianej i mieszanej. CSS, choć zaczęło od konstrukcji mieszanych, jednak już w 1948 r. przystąpiło do projektowania samolotu metalowego jako trzeciej swojej konstrukcji. Instytut Techniczny Lotnictwa od 1946 r. pełnił rolę opiniodawczą, a od 1949 r. zajmował się również konstrukcją śmigłowców. W pierwszych latach po wojnie

nasz przemysł lotniczy prawie wcale nie miał zamówień ani z aeroklubów ani z LOT-u (budowa 10 Szpaków, 10 Żaków i remonty samolotów Dakota i Li-2 nie dawały zatrudnienia przemysłowi). Pierwszą produkcję seryjną umożliwiło dopiero zamówienie wojskowe na licencyjne samoloty CSS-13. Na początku lat pięćdziesiątych spore zamówienia wojskowe na licencyjne samoloty odrzutowe spowodowały szybki rozwój zakładów produkcyjnych i produkcji. Równocześnie wszedł do seryjnej produkcji rodzimej konstrukcji szkolno-treningowy Junak. Jednakże przeczucie wszystkich sił do produkcji spowodowało chwilową likwidację biur prototypowych, które odrodziły się w 1953 r. w skoncentrowanej formie w Instytucie Lotnictwa w postaci dwóch biur płatowcowych mgr inż. T. Sołtyka i prof. dr inż. F. Misztala i biura śmigłowcowego inż. B. Zurakowskiego. Gdy zamówienia krajowe zmalały w połowie lat pięćdziesiątych — przemysł uzyskał zamówienia na licencyjną produkcję eksportową wielozadaniowych samolotów i śmigłowców.

Wówczas stwierdzono również potrzebę rozwoju biur konstrukcyjnych, jako czynnika mogącego dostarczać nowe typy samolotów do produkcji. Próba kontynuacji koncentracji wysiłków było utworzenie z biur Instytutu Lotnictwa i biura mgr inż. S. Lassoty z WSK-Okecie w 1957 r. Ośrodka Konstrukcji Lotniczych przy WSK-Okecie. Biura Instytutu Lotnictwa i warszawskiego OKL-u dały trzy samoloty metalowe budowane w dużej serii: Biesa, Iskrę i Wilgę, z czego dwa ostatnie są nadal w produkcji.

Atmosfera tego okresu rozbudziła ambicje lokalne poparte przez władze przemysłu, w wyniku czego powstały OKL-e w Mielcu i Świdniku. Działania te nie miały pokrycia w doświadczonych kadrze, zapotrzebowaniu na prototypy i w środkach. Prototypy zbudowane w tych ośrodkach nie weszły do produkcji a plonem były jedynie przeróbki wyrobów produkowanych (np. SM-2, LIM-5M). Nim jednak biura te okrzepły i nabrały doświadczenia, brak zamówień na nowe prototypy i zmiana polityki w stosunku do przemysłu lotniczego spowodowały ich likwidację rozpoczętą w latach 1963÷1964, a zakończoną w 1970 r. przeniesieniem resztek personelu ostatniego biura prototypowego do Instytutu Lotnictwa.

Nowy od 1971 r. program Partii i Rządu, popierający rozwój przemysłu lotniczego, spowodował odrodzenie się biur prototypowych w Instytucie Lotnictwa oraz w wytwórniach na Okeciu, w Mielcu i w Świdniku i utworzenie dużych OBR-ów o rozbudowanym wyposażeniu badawczym. Niestety tylko część rozproszonych kadry konstruktorskiej powróciła do biur. Brakowało wśród niej konstruktorów prowadzących i obliczeniowców. Już w latach sześćdziesiątych zmniejszyła się koordynacja strony technicznej prac projektowych w związku z przekazaniem uprawnień opiniodawczych Instytutu Lotnictwa — Inspektorowi KCSP i wytwórniom. Zmalała jednolitość opracowywania warunków technicznych, stosowanych metod obliczeń, kontroli obliczeń i prób wytrzymałościowych oraz prób w locie. Przepisy o deglomeracji oraz trudności w uzyskaniu mieszkań dla nowych pracowników utrudniły kształtowanie rozwoju i lokalizacji biur prototypowych w Warszawie. Ograniczony okresowo dopływ jednolicie wykształconych absolwentów politechnicznych studiów lotniczych — zwiększył zróżnicowanie w poziomie pracy konstrukcyjnej poszczególnych biur.

Równocześnie rozbudowany system uzgadniania warunków technicznych, projektów konstrukcji oraz programów prób i różnorodności obowiązujących przepisów konstrukcyjnych — rozciągają w czasie opracowania dokumentacji prototypowej. Niewątpliwie wszystkie te czynniki wpływają na efektywność biur prototypowych i składają się na to, że w bieżącym dziesięcioleciu oryginalne konstruk-

cje nie są liczne. Rodziły się one dość powoli, ze względu na konieczność wielokrotnych modyfikacji prototypów, co nie było bez wpływu na termin przekazania nowych typów do produkcji. Szereg warunków upraszczających drogę powstawania nowego samolotu złożyło się na szybką przeróbkę Thrusha na Dromadera, choć było to poważne zadanie konstrukcyjne.

Przez okres powojenny prototypowe biura konstrukcyjne przeważnie nie były traktowane jako niezbędny element naszego przemysłu lotniczego i nie miały wyznaczonego miejsca w całym procesie produkcyjnym przemysłu. W okresach dużych zamówień na sprzęt licencyjny — zainteresowanie ich działalnością gwałtownie słabło. Aby widzieć ich realne miejsce, nie należy porównywać ich z biurami przedwojennego PZL-u, który miał inne zadania, lecz trzeba widzieć je na tle zasadniczej działalności naszego przemysłu lotniczego oraz zapotrzebowania na nowe typy samolotów i śmigłowców.

Głównymi stałymi odbiorcami wyrobów naszego przemysłu lotniczego są odbiorcy zagraniczni (80÷90% produkcji), a wśród nich przede wszystkim Związek Radziecki, następnie kraje socjalistyczne, a w najmniejszym stopniu kraje kapitalistyczne. Działalność produkcyjna naszego przemysłu — przeznaczona dla tych odbiorców opiera się przede wszystkim na produkcji licencyjnej i kooperacyjnej. Dlatego biura prototypowe wśród głównych zadań muszą mieć ulepszanie wyrobów seryjnych, tworzenie nowych wersji wyrobów seryjnych oraz pracę nad ich modyfikacjami i następcami. Cała ta działalność musi opierać się na znajomości potrzeb przyszłych odbiorców i przyszłych rynków.

Natomiast odbiorcy krajowi są odbiorcami o dość skromnym zapotrzebowaniu, w stosunku do wielkości produkcji naszego przemysłu i dlatego nie są dla niego pierwszoplanowi. Zamówienia aeroklubu na sprzęt są tak sporadyczne, że nie są w stanie podtrzymać produkcji żadnego typu samolotu i z tej samej przyczyny żaden z naszych samolotów nie wszedł do produkcji ze względu na zapotrzebowanie aeroklubu. Nawet Wilga głównie jest wynikiem zainteresowania odbiorców zagranicznych. Jedyny poważny klient krajowy, lotnictwo wojskowe, zamawia rodzimej konstrukcji samoloty szkolno-treningowe raz na 10 lat lub rzadziej (Junak — lata czterdzieste, Bies — lata pięćdziesiąte, Iskra — sześćdziesiąte). Dopiero w latach siedemdziesiątych ukształtowała się nasza narodowa specjalizacja — lotnictwo rolnicze. Zbieżność zapotrzebowania krajowego i zagranicznego na samoloty rolnicze przyczyniła się do budowy aż trzech nowych typów — dając podstawę do działalności biur prototypowych i dalszego ich okrzepnięcia.

Jakie są perspektywy rodzimej twórczości prototypowej? Przede wszystkim będzie to dalszy rozwój samolotów rolniczych, następnie lekkich samolotów wielozadaniowych i transportowych, samolotów treningowych i śmigłowców wielozadaniowych. Trzeba przy tym trafnie ocenić jakie konstrukcje powinny być rozwojem typów licencyjnych, jakie rozwojem własnych konstrukcji znajdujących się w produkcji, a gdzie można się pokusić na trudne zadanie tworzenia nowej konstrukcji. Jednak, aby biura mogły podjąć tym zadaniom, konieczne jest kumulowanie wieloletnich doświadczeń konstruktorskich, czyli ciągłość zespołów projektujących prototypy. Przerwanie tej ciągłości na początku lat pięćdziesiątych oraz w połowie sześćdziesiątych — poważnie zmniejszyło nasze możliwości projektowe. Przy ciągłości prac przemysł nasz miałby szanse stale rozwijać rodzime konstrukcje uzyskując podobne wyniki w przemyśle lotniczym jak Czechosłowacja, tj. produkcję rodzimych konstrukcji w seriach przekraczających tysiąc sztuk.

Czechosłowacki przemysł lotniczy — wczoraj i dziś

W Muzeum Techniki NOT (w Pałacu Kultury i Nauki) w Warszawie w dniach 7.XII.1978 r. ÷ 17.I.1979 r. była czynna wystawa „Czechosłowacki przemysł lotniczy — wczoraj i dziś”. Została ona zorganizowana przy współpracy: Muzeum Technicznego w Brnie i Federalnego Ministerstwa Przemysłu Maszynowego CSRS z okazji 60-lecia czechosłowackiego przemysłu lotniczego.

Na wystawie pokazano ponad 40 modeli samolotów, filmy przedstawiające ostatnie osiągnięcia przemysłu w postaci samolotów L-39, L-410 i Zlin

Z-50 oraz serii 41, 42, 43 i ciekawe eksponaty nowoczesnych rozwiązań konstrukcyjnych silników lotniczych. Zaprezentowano dorobek poszczególnych przedsiębiorstw czechosłowackiego przemysłu lotniczego i ich profil produkcyjny, historię rozwoju przemysłu lotniczego w Czechosłowacji od najdawniejszych wzmianek aż do czasu, gdy CSRS wkroczyła na drogę socjalistycznego rozwoju ze szczególnym uwzględnieniem dorobku ostatnich 30 lat.

Do najciekawszych urządzeń pokazanych na wystawie należy zestaw

kontrolno-diagnostyczny KL-39 oraz symulator lotu TL-39. Z ciekawostek należy zanotować piękny model samolotu A-102 zbudowanego w 1934 r. w układzie górnopłata ze skrzydłami „mewy” wyraźnie sugerowanym „polskim płatem”.

Wystawa miała staranną, estetyczną oprawę.

Należy ubolewać, że polski przemysł lotniczy nie zorganizował takiej objazdowej wystawy przedstawiającej nasze osiągnięcia w zakresie lotnictwa w czasie minionym i reklamującej obecnie wytwarzane wyroby.



**Najważniejsze pozaeuropejskie przedsiębiorstwa
liniowej komunikacji lotniczej w 1977 r.
(linie obsługujące ponad 1,5 mln pasażerów)**

NAZWA	KRAJ	Liczba samolotów [sztuk]	Zatrudnienie [osób]	Przewozy pasażerów [mln osób]	Oferowana praca pasażerska [mln pasażerokm]	Wykorzystanie miejsc [%]	Oferowane przewozy towarowe [mln tkm]	Wykorzystanie możliwości przewozu towarów [%]
A. AMERYKA PÓLNOCNNA*)								
United Airlines	USA	340	49 816	34,38	55 777	59,9	5704,0	51,7
EAL — Eastern	..	170	34 300	31,30	33 265	56,2	3786,0	52,3
Delta Airlines	..	213	30 316	30,55	19 120	56,9	2232,7	48,9
American Airlines	..	248	37 331	24,19	24 630	58,9	3321,0	51,2
TWA	..	229	35 506	18,49	41 400	58,8	5147,0	48,3
Allegheny Airlines	..	92	8 200	11,75	6 031	55,7	595,0	49,6
Air Canada	KANADA	35	20 443	10,90	18 180	63,0		
North-West Airlines	USA	109	11 445	10,35	17 860	48,3	2697,0	41,6
Braniff International	..	87	11 500	9,81	12 086	50,8	1422,9	44,3
Pan-Am	..	95	26 678	8,73	51 898	54,3	5264	52,8
Western Airlines	..	75	10 413	8,70	3 256	76,0		
Continental Airlines	..	58	10 097	8,28	11 762	55,9	1470	49,2
PSA Pacific Southwest	..	32	3 650	7,23	1 741	64,8		
National Airlines	..	55	7 997	6,00	9 322	46,6		
Hughes Inwest	..	50	4 600	4,85	3 277	54,2	344	45,6
Frontier Airlines	..	57	4 200	4,11	3 036	58,3	334	50,4
Southern	..	36	2 992	3,46	1 681	51,7	1916	
Texas International	..	29	2 601	3,01	1 878	57,7	204	
CP-Air	..	24	6 702	2,62	6 951	63,7	877	57,9
Air California	..	11		2,33	12 212	74,3		
Pacific Western	..	18	2 400	2,30	874			
B. AFRYKA I ŚRODKOWY WSCHÓD**)								
Saudia Arabia Airways	Arabia Saudyjska	56	11 250	4,70	4 454	57,0	552	44,0
South African Airways	RPA	38	10 387	3,02	6 649	60,2	790	53,6
Iran Air	Iran	27	9 185	3,01	4 116	77,0	462	46,2
Air Algérie	Algieria	29	5 411	2,0	1 725	64,0	159	47,0
C. AMERYKA POŁUDNIOWA I CENTRALNA								
Mexicana	Meksyk	22	5 836	4,30	4 131	59,7	418	56,9
Aeromexico	Meksyk	24	6 670	3,70	4 338	63,0	389	55,1
Varig	Brazylia	51	15 568	3,48	6 593	65,0	1108	62,0
VASP	Brazylia	24	4 050	2,66	2 348	59,1	188	57,0
Avianca	Kolumbia	17	8 200	2,59	2 718	59,3	345	62,2
Aerolineas Argentina	Argentyna	25	7 973	2,53	3 876	56,2	474	56,5
D. AZJA I AUSTRALIA								
All Nippon Airways	Japonia	84	9 197	18,0	13 303	72,1	2037	
Japan Airlines	Japonia	74	20 405	11,70	23 280	63,6	3267	60,2
TAA	Australia	41	8 172	4,45	3 680	67,4	388	65,0
Indian Airways	Indie	45	15 117	4,35	3 386	69,8	324	67,6
Ansett Airlines	Australia	39	8 272	4,15	3 480	67,2	368	60,5
Garuda Indonesian Airlines	Indonezja	54	4 417	3,26	3 496	56,4	352	48,1
PAL	Filipiny	43	7 896	3,02	1 151	59,0	429	59,0
MAS	Malezja	26	6 672	2,65	2 170	68,0	256	64,0
China Airlines	Tajwan	20	4 246	2,54	3 666	70,0	519	66,0
Singapore Airlines	Singapur	28	7 900	2,49	7 863	74,2	985	68,9
PIA	Pakistan	24	17 776	2,12	3 758	61,2	1365	58,1
Korean Airlines	Korea Płd.	44	7 000	1,56	5 038	64,4		
Qantas Airways	Australia	20	13 340	1,38	11 584	61,2	985	68,9
Thai Airways International	Tajlandia	15	5 096	1,32	3 095	59,9	377	59,6

*) W 1977 r. na terenie USA działały również trzy wielkie przedsiębiorstwa transportu czarterowego, które obejmowały swym zasięgiem cały świat

**) Ponadto w tej strefie działa sześciu przewoźników lotniczych obsługujących powyżej 1 mln pasażerów. Są to: Egipc, El-Al (Izrael), Gulf-Air (Bahrein), MEA Liban, Royal Air-Maroc i Tunis-Air



POLSKA

● W zakładach budowy samolotów PZL-Mielec został zbudowany samolot przeciwpożarowy nazwany Strażak. Nowy samolot powstał jako odmiana produkowanego w Mielcu samolotu rolniczego M-18 Dromader. Dromader — Strażak przystosowany jest przede wszystkim do gaszenia pożarów leśnych. Ilość paliwa w zbiornikach pozwala na bardzo długie (7÷8 h) patrolowanie obszarów leśnych.

● W zakładach PZL-Mielec w październiku ub. roku został zakończony montaż dwóch pierwszych egzemplarzy samolotu PZL M-20 Mewa, tj. samolotu Piper Seneca II, budowanych w Polsce w oparciu o zakupioną licencję.

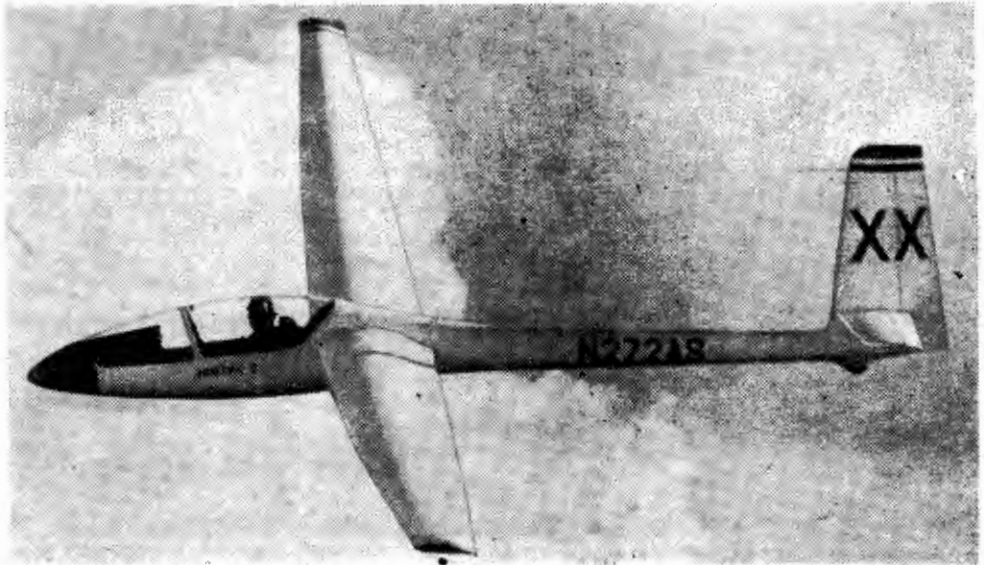
● Szybowcowe Zakłady w Bielsku-Białej w okresie od 1946÷1978 r. opracowały 104 konstrukcje szybowców wraz z ich odmianami rozwojowymi.

● We wrześniu ub. roku został wyeksportowany 8-tysięczny wielozadaniowy samolot An-2, wyprodukowany w zakładach PZL-Mielec. Z liczby 8000 tysięcy tych samolotów 7000 sztuk zakupił Związek Radziecki.

● Jak doniosła *Trybuna Ludu* został zawarty kontrakt na dostawę dla Stanów Zjednoczonych poważnej liczby gwiazdowych silników PZL-3S o mocy 445 kW (600 KM), w które mają być wyposażone amerykańskie samoloty rolnicze Thrush Commander i Ag-Cat. Silniki PZL-3S produkują zakłady PZL-Rzeszów.

● Ośrodek Osprzętu Instytutu Lotnictwa w ramach prac przy samolotach M-15, PZL-106 i śmigłowcu W-3 opracował i zastosował metody badań modelowych układów elektronicznych samolotów i śmigłowców, pozwalające na sprawdzenie założeń i obliczeń konstrukcyjnych przed wykonaniem instalacji na prototypach sprzętu latającego. W 1977 r. przekazano do produkcji nowoczesny układ elektroniczny zabezpieczeń i regulacji napięcia sieci pokładowej samolotów. Współpraca z zakładami Unimor i Radmor doprowadziła do powstania prototypów i produkcji nowoczesnego radiokompasu i samolotowo-szybowcowej radiostacji UKF. W 1977 r. ukończono konstrukcję paliwomierza dla śmigłowca W-3 reprezentującą współczesny poziom światowy. Produkcję tych paliwomierzy podjęły zakłady ZSM MERA. Miara osiągnięć Instytutu Lotnictwa w tej dziedzinie jest mijająca pięćdziesiątka, w której opracowano 28 konstrukcji urządzeń pokładowych i unikalnych stolisk, z czego 11 już weszło do produkcji seryjnej i użytkowania, 6 jest w stadium uruchamiania produkcji, a 7 na etapie prac przygotowawczych do rozpoczęcia produkcji seryjnej.

● Zakłady silnikowe PZL-Rzeszów wprowadziły do swej praktyki ciekawą inicjatywę organizacyjną, powołując 50-osobowy zespół konsultacyjny, wybierany przez całą załogę, którego zadaniem jest zapewnienie przepływu informacji pomiędzy kierownictwem Zakładu a załogą z jednej strony a zbieraniem wniosków wysuwanych przez załogę z drugiej strony. Praca zespołu jest szczególnie owocna, gdy kierownictwo stoi wobec konieczności powzięcia decyzji w sprawie jakiegoś poważnego problemu. W tych przypadkach członkowie zespołu zbierają na swoich



Jantar 2 (N272AS) w barwach USA

wydziałach produkcyjnych opinię załóg dotyczącą tego problemu. Dzięki taktemu postępowaniu kierownictwo ma rzetelne informacje, które wykorzystuje przy podejmowaniu decyzji, załoga zaś jest powiadamiana o zamierzeniach kierownictwa i bierze udział we współdecydowaniu. W rozmowach indywidualnych członków zespołu konsultacyjnego z pracownikami wzięło udział 8000 osób z załogi liczącej 13 000 zatrudnionych. Zebrano bardzo poważny kapitał wniosków dotyczących produkcji i niedomagań organizacyjnych. Wiele z nich już jest wdrożonych, inne znajdują się jeszcze na etapie opracowywania. Akcja ta, która przyniosła pozytywne rezultaty, będzie kontynuowana przez najbliższe lata.

● Na Kubie prowadzone są próby eksploatacyjne samolotu rolniczego PZL-106 Kruk w warunkach wilgotnego tropiku (są to kolejne próby po uzyskaniu pozytywnych rezultatów w suchym tropiku w Egipcie i Sudanie). Próby, które rozpoczęto w czerwcu ub. roku dały dobre wyniki. W ciągu 2 miesięcy samolot wylatał 180 h i nie miał ani jednego przestoju ze względów technicznych. Do jesieni 1978 r. przeprowadzono próby ze środkami opryskującymi. Na Kruku zostali przeszkoleni piloci kubańscy, którzy już przeprowadzali prace agro na samolotach An-2 i Thrush Commander. Według opinii pilotów kubańskich na Kruku uzyskano znacznie lepsze wyniki eksploatacyjne, m.in. wykazał on lepszy współczynnik równomierności rozkładu kropel oraz większą szerokość smugi opryskiwania (40 m). Ponadto właściwości lotne samolotu przy małych prędkościach są zdecydowanie lepsze a straty — krótsze. Piloci kubańscy stwierdzili również lepszą widoczność przeszkód terenowych w lotach nad ziemią. Wentylację kabiny w tamtejszych warunkach klimatycznych (średnio +40°C oraz wilgotność względna powyżej 90%) uznano za bardzo dobrą. Państwowa komisja kubańska stwierdziła, iż Kruk spełnia warunki wymagane przez Kubę. W ostatnich miesiącach ub. roku jeszcze trwały badania samolotu w odmianie opylającej.

● Polskie śmigłowce Mi-2 wezmą udział w 2 ekspedycjach antarktycznych organizowanych przez Polską Akademię Nauk.

W listopadzie 1978 r. statek Kapitan Garbuszewski, odwożąc kolejną zmianę polskich naukowców na Antarktydę, do polskiej bazy naukowej im. Arctowskiego — zabrał na pokład 2 śmigłowce Mi-2. Śmigłowce te, przystosowane do pracy w warunkach zimna będą wypełniały zadania transportowe i badawcze, m.in. będą one wykonywały zdjęcia czarno-białe, kolorowe i w podczerwieni. 2 kolejne śmigłowce Mi-2 zostały załadowane na statek Zawichost, którym na Wschodnie Wybrzeże Antarktydy do stacji im. Dobrowolskiego udaje się grupa 15 polskich uczonych. Śmigłowce te będą wypełniały podobne zadania. Równocześnie na zlecenie Wojskowego Instytutu Medycyny Lotniczej w czasie pracy wymienionych zespołów na Antarktydzie po raz pierwszy zostaną tam przeprowadzone doświadczenia z zakresu fizjologii lotników zatrudnionych w warunkach polarnych.

● Po raz pierwszy w historii polskiego lotnictwa komunikacyjnego przy pulpicie nawigatora samolotu Polskich Linii Lotniczych LOT zasiadła kobieta. Jest to p. Katarzyna Radzio, która w czasie swej 17-letniej pracy w PLL LOT, na stanowiskach stewardesy oraz instruktorki wylatała 8000 h. Pani Radzio, po ukończeniu z doskonałym wynikiem kursu dla nawigatorów, 10 listopada ub. roku poprowadziła samolot LOT-u do Budapesztu.

● Dnia 17 listopada ub. roku na Wydziale Mechanicznym, Energetyki i Lotnictwa Politechniki Warszawskiej odbyła się obrona pracy doktorskiej mgr inż. Janusza Narkiewicza na temat *Stateczność ruchu łopaty wirnika nośnego śmigłowca w locie ustalonym*. Promotorem był doc. dr inż. W. Łucjanek.

● Kolejny sukces odnieśli polscy sportowi piloci samolotowi na samolotach PZL-104 Wilga na Międzynarodowych Mistrzostwach Lotniczych w Austrii i Niemieckiej Republice Demokratycznej. W Austrii polscy piloci zajęli następujące miejsca: pilot E. Popiołek — I miejsce i medal złoty, pilot K. Lenartowicz — II miejsce i medal srebrny, a na piątym miejscu uplasował się trzeci członek polskiej ekipy — pilot W. Świadek. Na Mistrzostwach w Niemieckiej Republice Demokratycznej załoga J. Robaczewski i A. Korzeniewski zdobyła srebrny medal.

FRANCJA

● Lotnictwo francuskie jako priorytetowe zadanie dla przemysłu uznało opracowanie projektu samolotu do szkolenia podstawowego. Oznaczenie projektu: Epsilon. Samolot Epsilon ma być napędzany przez tłokowy silnik o mocy ok. 230 kW, a jego masa nie powinna przekraczać 1200 kg, czas lotu — ok. 3 h. Samolot powinien być w pełni akrobacyjny. Koncepcja budowy takiego samolotu wynika z dążenia szkoleniowców francuskiego lotnictwa wojskowego do skrócenia czasu szkolenia na odrzutowych samolotach Fouga-Magister o 20 godzin (z 70 do 50 h), aby w ten sposób przedłużyć okres eksploatacji wysłużonych Magistrów. Czas szkolenia na Epsilonie ma wynosić 20 h.

● Francuski producent lekkich samolotów SOCATA, filia koncernu Aerospatiale, rozpoczęła seryjną produkcję samolotu TB-10, którego oblot odbył się w 1977 r. Jest to lekki samolot turystyczny dla 3 pasażerów i pilota. Będzie on produkowany w dwu odmianach: z silnikiem o mocy 125 i 154 kW. Istnieje możliwość późniejszego przekształcenia TB-10 w nowy francuski wojskowy samolot szkolny po wyposażeniu go w silnik o mocy ok. 230 kW.

● Firma Aerospatiale sprzedała w 1977 r. 326 śmigłowców 60 kontrahentom z 34 krajów. Jest to drugi najlepszy wynik Aerospatiale, gdyż po rekordowym 1974 r., kiedy firma sprzedała 536 śmigłowców, nastąpiły lata recesji i sprzedaży po 200—250 szt. rocznie. W 1977 r. sprzedaż objęła następujące śmigłowce: 96 Puma i 230 lekkich śmigłowców Alouette III, Lama, Gazelle, Dauphin. Najlepiej rozwijała się sprzedaż najnowszych śmigłowców Ecureuil (AStar) 171 sztuk, z czego 132 szt. w USA.

● Lotnictwo wojskowe Hiszpanii zakupiło we Francji 48 dodatkowych samolotów myśliwsko-bombowych Mirage F-1 za ok. 900 mln dol. W cenie zawarte są również koszty części zamiennych i wyposażenia naziemnego. Dostawa samolotów do 1982 r. Wraz z poprzednio zamówionymi F-1, Hiszpania będzie dysponowała za 4 lata 82 samolotami Mirage F-1.

JAPONIA

● Szwajcarska firma Pilatus odstąpiła swoje prawa do produkcji szybowa B-4 japońskiemu przedsiębiorstwu Nippi/Japan Aircraft Manufacturing wraz z pełnym oprzyrządowaniem hal produkcyjnych. Oprzyrządowanie zostanie przetransportowane do Japonii. Dotychczas Pilatus sprzedał łącznie 320 szybowców, z czego 70 szt. w 1977 r. Przyczyną sprzedaży wydziału szybowcowego była pilna potrzeba wygospodarowania powierzchni produkcyjnej z uwagi na duże zapotrzebowanie na wojskowy turbiniowy samolot szkolny zgłaszane przez wielu odbiorców (PC-7 Turbo-Trainer). Równocześnie nabiera tempa produkcja samolotów Turbo-Porter (2—3 szt. miesięcznie). Pierwsze B-4 produkcji japońskiej zejdą z linii montażowej w 1979 r.

● Próby w locie nowego japońskiego samolotu szkolnego T-3, napędzanego przez turbiniowy silnik śmigłowy, dobiegły koń-

ca. We wrześniu ub. roku pierwsze T-3 zostały przekazane wojskowym szkołom pilotażu.



USA

● Grumman American Aviation Corp. podała wstępne dane dotyczące rolniczego samolotu G-164D Ag-Cat D. Jest on rozwinięciem odmiany C samolotu Ag-Cat. Ag-Cat D wyposażony jest w silnik turbośmigłowy PT-6A o mocy 515 kW, który zastąpił gwiazdowy silnik tłokowy Pratt Whitney R-1340. Pojemność zbiorników chemikaliów wynosi w odmianie D-1893 I. Prędkość robocza samolotu: 193—225 km/h, a prędkość przelotowa 245 km/h. Firma podaje również, iż wydajność godzinowa wzrosła w Ag-Cat D o 25% w porównaniu z wydajnością uzyskiwaną przez Ag-Cat C. Pierwsze dostawy mają nastąpić w grudniu br., a cena jego przekroczy 185 tys. dol. bez aparatury agro. Równocześnie oferuje się Ag-Cat B i C z turbiniowym napędem śmigłowym. Koszt wymiany silników i adaptacja do nich płatowca wynosi 100 tys. dol.

● Przekształcone przez firmę Frakes samoloty Ag-Cat są wyposażone w silniki PT-6A o mocy na wale 570 kW dławionej do 410 kW. Zastosowanie w tych samolotach silników turbośmigłowych pozwala na zwiększenie ciężaru użytecznego o 35%.

● Firma Enstrom, która do 1978 r. dostarczyła klientom 500 lekkich tłokowych śmigłowców zapowiedziała wypuszczenie na rynek trzech śmigłowców o kadłubie wydłużonym o 100 cm w porównaniu z podstawowym typem 280C Shark. Oznaczenie nowych odmian: Hawk, Eagle i Condor. Najmniejszy z nich 280 I — Hawk napędzany silnikiem z doładowaniem Lycoming o mocy 155 kW ma masę startową 1043 kg, zasięg 400 km przy prędkości 160 km/h i zużyciu paliwa 53 l na 1 ha. Cena z wyposażeniem standardowym: 125 tys. dol. Kolejny śmigłowiec tej rodziny to 480 Eagle dla pięciu pasażerów napędzany silnikiem turbośmigłowym Allison 250—C20B o mocy dławionej do 210 kW. Prędkość przelotowa śmigłowca wynosi 175 km/h. Pierwsze dostawy w końcu 1979 r. Cena: 165 tys. dol. Trzeci śmigłowiec to sześciomiejscowy 600 Condor z dwoma turbiniowymi silnikami Allison 250-C-20B. Condor ma uzyskać certyfikat w 1980 r. Jego cena ma wynosić 250 tys. dol., jest ona porównywalna z ceną jednosilnikowego śmigłowca Bell Jet Ranger. Najtańszym obecnie śmigłowcem napędzany 2 turbiniowymi silnikami jest Boelkow Bo-105, ale kosztuje on 650 tys. dol. Według opinii firmy Enstrom kształtuje się poważny popyt na lekkie i tanie śmigłowce z napędem turbiniowym.

● Boeing rozpoczęła seryjną produkcję nowego samolotu pasażerskiego B-767. Przystąpienie do tych prac umożliwiło firmie z Seattle zamówienie, złożone przez największego amerykańskiego przewoźnika powietrznego United Airlines, na dostawę 30 szt. B-767, wartość kontraktu 1,2 mld dol. (równocześnie United Airlines zamówiło dalsze 30 szt. pasażerskich B-727). Te dwa zamówienia świadczą o potencjale UA. B-767 przeznaczony jest dla transportu 197 pasażerów i ma być napędzany przez dwa silniki Pratt — Whitney JT-9D-7R o ciągu po 19 900 daN. Istnieje możliwość udziału włoskiego producenta samolotów Aeritalia w pracach nad B-767. Boeing może wyposażyć

swe B-767 również w silniki General Electric CF6 lub Rolls Royce RB-211 zgodnie z życzeniami importera.

● 11 krajów ma na uzbrojeniu lotnictwa wojskowego myśliwsko-bombowe samoloty Phantom. Mc Donnell Douglas wyprodukował do lipca 1978 r. 5000 szt. różnych odmian Phantomów. Wartość sprzedanych Phantomów wynosi 20 mld dolarów. Użytkownicy Phantomów: USA — 4044 szt., Iran — 225, Izrael — 98, Korea Płd. — 55, Australia — 24, RFN — 273, Japonia — 154, Hiszpania — 36, Grecja — 64, Turcja — 40, W. Brytania — 170.



ZSRR

● Kolektyw Biura Konstrukcyjnego podległego dwukrotnemu Bohaterowi Pracy Socjalistycznej A. Jankowlewowi opracował nowy dwumiejscowy samolot szkolny Jak-52. Samolot ten, który w ramach podziału zadań krajów, członków RWPG, będzie produkowany przez Socjalistyczną Republikę Rumunii, już wkrótce wejdzie na wyposażenie radzieckich szkół pilotażu. Taktyczno-techniczne charakterystyki Jak-52 zostały ustalone przy współpracy pilotów sportowych. Jak-52 jest dalszym rozwinięciem samolotu Jak-50, którego konstrukcje były opracowywane z myślą o jego następcy — szkolnej maszynie dla potrzeb szkół pilotażu. Pomijając, iż Jak-52 będzie wyposażony w nowy zestaw przyrządów nawigacyjnych i radioelektronicznych, odróżnia się on od swego poprzednika przede wszystkim znacznie wyższym stosunkiem mocy w kW do masy samolotu. Wyższy stosunek został osiągnięty dzięki zainstalowaniu silnika o większej mocy i obniżeniu masy konstrukcji. Stosunek ten wynosi 4,5 kg masy na 1 kW. Należy przypuszczać, iż Jak-52 będzie produkowany masowo, z uwagi na szeroką sieć szkół lotniczych w ZSRR.

OGÓLNE

● Według prognozy IATA wzrost przewozów pasażerskich ma wynosić średnio po 8,2% w stosunku rocznym w okresie 1978—1983 r. Najprędzej ma się rozwijać ruch pasażerski na liniach łączących Europę z Bliskim Wschodem i ma wynieść po 14,8% rocznie.

● IATA podała dane statystyczne dotyczące przewozów lotniczych w krajach zachodnich: w 1977 r. ilość wykonanych tonokilometrów wzrosła o 8,4% zgodnie z przewidywaniami z 1975 r.; liczba przewiezionych pasażerów wyniosła 514 mln osób, tj. o 8,2% więcej niż w poprzednim roku. Wskaźnik średniego zapelnienia samolotów wyniósł 58,9 (53,5 w 1978 r.).

● W 1977 r. 7,4 mln obywateli Stanów Zjednoczonych przeleciało Atlantyk i 4,5 mln obywateli innych krajów. Amerykanie wydatkowali na przeloty transatlantycznie 4,1 mld dol.

● Coraz więcej kradzieży prywatnych samolotów w USA. W 1977 r. ukradziono 100 samolotów (86 w 1976 r.), w tym 76 jednosilnikowych i 24 dwusilnikowe. Największym powodem zniszczenia w złodziej cieższą się samoloty Cessna 210, najbardziej złodziejskim stanem jest Kalifornia (31 ukradzionych maszyn). Ponadto kwitnie kradzież awioniki lotniczej. W 1977 r. okradziono 377 samolotów a tylko 312 w poprzednim roku.

Zadania i przyszłość

szturmowych odmian samolotów szkolno-treningowych (IV)

Mgr WŁODZIMIERZ WAŚKOWSKI
Instytut Lotnictwa — Warszawa

W artykule przedstawiono zarys rozwoju samolotu Alpha-Jet od koncepcji do początku produkcji seryjnej, przygotowanie zaplecza technicznego i oprzyrządowania dla realizacji programu Alpha-Jet, koszty produkcji oraz cenę jednostkową samolotu i prognozę eksportu samolotów tej klasy.

Alpha-Jet pierwszy samolot nowej generacji. Od koncepcji do prototypu

Przed kilkunastu laty sztab lotnictwa wojskowego RFN otrzymał zadanie opracowania poddźwiękowego samolotu treningowego i jego odmiany szturmowej. Podstawowym powodem tego zlecenia były następujące przesłanki:

— poważnym zmianom uległy wymogi dotyczące treningu pilotów wojskowych; zadośćuczynić tym wymogom już nie mogły amerykańskie samoloty T-37 i T-38, na których zachodniemieccy piloci szkolili się w bazach lotniczych na terenie Stanów Zjednoczonych. Wymienione samoloty, są już zresztą przestarzałe i dobiegają kresu przewidzianej żywotności eksploatacyjnej;

— nowy samolot miał być samolotem uniwersalnym i miał być użytkowany tak dla treningu zaawansowanego, jak i wstępnego szkolenia w lotach operacyjnych, dzięki czemu można byłoby zmniejszyć liczbę samolotów przeznaczonych dla poszczególnych etapów szkolenia;

— względy natury ekonomicznej wymagały, wobec gwałtownego wzrostu kosztów treningu i szkolenia operatywnego, aby nowy samolot treningowy mógł wypełniać zarówno zadania przewidziane dla treningu jak i dla bliskiego wsparcia, po względnie niewielkim przekształceniu, albo też, aby taki samolot był budowany równocześnie w obu odmianach, przy czym gros elementów konstrukcji powinno być identyczne (według amerykańskiego określenia typ „dwa samoloty w jednym”).

W tym czasie francuskie lotnictwo wojskowe również zgłosiło zapotrzebowanie na poddźwiękowy odrzutowy samolot treningowy. L'Armée de l'Air kierowała się prawie identycznymi przesłankami jak i sztabowcy z Luftwaffe: francuskie lekkie samoloty treningowe Fouga Magister już się zestarzały i nie były produkowane; podobnie przedstawiała się sprawa z kolejnymi typami samolotów, na których szkolili się francuscy piloci wojskowi: amerykańskim T-33 i francuskim Mystère IV.

W omawianym okresie nastąpiło poważne zacieśnienie stosunków pomiędzy francuskim i zachodniemieckim przemysłem lotniczym, które kooperowały ze sobą przy produkcji samolotów Transall i Atlantic oraz rozpoczęły współpracę przy projektowaniu aerobusu A-300-B.

W związku z powyższym władze wojskowe Francji i RFN zdecydowały, aby oba państwa wspólnie podjęły się realizacji programu nowego poddźwiękowego odrzuto-

wego samolotu treningowego i na żądanie RFN, jego odmiany bojowej w celu rozłożenia kosztów prac rozwojowych, przygotowania produkcji i budowy samolotów w dłuższej serii.

W 1968 r. francuskie i zachodniemieckie ministerstwa obrony narodowej ogłosiły konkurs na opracowanie koncepcji roboczej (zgodnej z postulatami dysponentów) nowego odrzutowego samolotu treningowego, który miał służyć do szkolenia pilotów wojskowych obu partnerów aż do końca bieżącego stulecia. Do konkursu stanęły obie francusko-zachodniemieckie firmy Dassault/Breguet — Dornier (projekt Alpha-Jet TA-501) i MBB — Aérospatiale (projekt Eurotrainer E-650) oraz zachodniemieckie przedsiębiorstwo (samodzielnie) Vereingte Flugtechnische Werke (projekt T-291) [1].

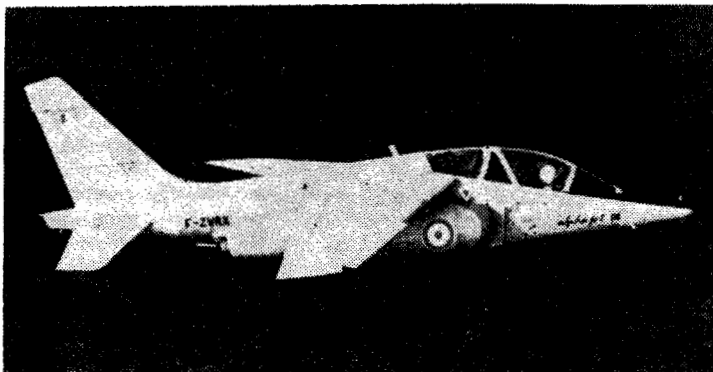
Po przeprowadzeniu wstępnej analizy przedstawiciele rządów RFN i Francji polecieli wygrywającej spółce kooperacyjnej Dassault/Breguet-Dornier opracować koncepcję zaprojektowanego samolotu w obu odmianach: treningowej dla Francji oraz treningowo-bojowej dla RFN. Nowy projekt został przedłożony w lutym 1971 r. W rok później nastąpiło podpisanie międzynarodowej umowy w sprawie koprodukcji samolotów Alpha-Jet. Jednym z podstawowych warunków umowy z firmami było użycie w konstrukcji płatowca maksymalnej liczby identycznych elementów i zespołów (postulat ten został wykonany). W rok po podpisaniu umowy (maj 1972 r.) został zakończony I etap prac rozwojowych. Oblot prototypu 01 nastąpił już 26 października 1973 r., prototypu 02 — 9 stycznia 1974 r., prototypu 03 — 6 maja, a prototypu 04 — 11 października tegoż roku. Należy podkreślić, iż obloty wszystkich prototypów znacznie wyprzedziły harmonogram przewidziany w kontrakcie zawartym przez przedstawicieli rządów z kooperującymi firmami. 28 października 1974 r. uchwała obu rządów zleciła podjęcie seryjnej produkcji samolotów Alpha-Jet. Firmy Dassault/Breguet i Dornier do produkcji przystąpiły jednak dopiero w 22 miesiące później, wystąpiły bowiem rozbieżności pomiędzy francuskimi a zachodniemieckimi zleceniodawcami w poglądach na wyposażenie bojowej odmiany Alpha-Jet: Niemcy zażądali znacznie bogatszego zestawu uzbrojenia i osprzętu. Ponadto Francuzi (trzeci największy eksporter broni w świecie) zamierzali rozszerzyć sprzedaż Alpha-Jet za granicą, czemu sprzeciwili się Niemcy, motywując swoje stanowisko faktem, iż RFN ma ustawowe ograniczenie eksportu uzbrojenia [2, 3]. Z tych dwu powodów pierwszy seryjny samolot (odmiana francuska) odbył oblot 4 listopada 1977 r., a odmiana zachodniemiecka (bojowa) dopiero w kwietniu 1978 r. Na marginesie trzeba jeszcze dodać, iż konkurent francusko-zachodniemieckiego Alpha-Jet, tj. brytyjski samolot Hawker-Siddeley Hawk, chociaż dopiero w rok po oblocie prototypu 01 Alpha-Jet miał swój pierwszy lot, wszedł do seryjnej produkcji o rok wcześniej. Miało to, rzecz jasna, reperkusje na międzynarodowym rynku tego sprzętu.

Założenia konstrukcyjne samolotu

Wymogi sztabów wojsk lotniczych Francji i RFN dotyczące konstrukcji nowego samolotu były następujące:

- najdalej posunięta prostota konstrukcji,
- niezawodność konstrukcji i zespołów napędowych,
- dobre właściwości lotne i aerodynamiczne,
- duży udźwigny użyteczny [4].

Wydaje się, iż twórcy Alpha-Jet zadośćuczynili stawianym im wymaganiom. Rozwiązania konstrukcyjne samolotu są w pełni nowoczesne, ale sprawdzone i wypróbowane na innych samolotach, np.: na prototypie pionowzłotu firmy Dornier DO 31 VTOL. Konstrukcja Alpha-Jet jest w zasadzie konwencjonalna, zwarta, mocna i łatwa do konserwacji. Materiały użyte na budowę płatowca są przeważnie standardowe. Wybierano je, mając przede wszystkim na względzie ich odporność na korozję. Przeważają



Rys. 1. Samolot Alpha-Jet w locie. Treningowa odmiana francuska

stopy aluminium, niewiele jest elementów stalowych, kompozyty z włókien szklanych i węglowych użyto tylko w sporadycznych przypadkach, jak np. w konstrukcji hamulców aerodynamicznych. Samolot ma stosunkowo niewielką masę własną w porównaniu z udźwigniem użytecznym (w przybliżeniu stosunek ten kształtuje się jak 1:1). Wbrew wynikom uzyskanym z doświadczeń wielu konstruktorów, iż masa obliczeniowa jest co najmniej o 10% wyższa od masy własnej seryjnego samolotu, to w przypadku Alpha-Jet masa seryjnego egzemplarza jest niższa od obliczeniowej o 100 kg. Samolot ma wysoki współczynnik obciążenia dopuszczalnego +12 g — 6,4 g, a gwarantowany okres eksploatacji ma wynosić 10 000 h.

Za całość prac nad konstrukcją Alpha-Jet odpowiada firma prowadząca — Dassault-Breguet. Elementy, które ma produkować firma Dornier zostały opracowane przez jej biuro konstrukcyjne przy współpracy Dassault-Breguet.

Przygotowanie produkcji

Kooperujące firmy sporządziły 15 tys. rysunków potrzebnych dla realizacji programu Alpha-Jet. Budowa płatowca wymaga 160 tys. odrębnych czynności opisanych na 8 tys. stron maszynopisu. Na 8 czynności przy seryjnym płatowcu potrzeba 1 roboczogodzinę, a więc pracochłonność przy produkcji jednego płatowca wynosi około 20 tys. roboczogodzin. To teoretyczne wyliczenie nie zostało jeszcze sprawdzone merytorycznie, gdyż do końca 1978 r. zbudowano tylko 19 samolotów. Jest to zbyt mała liczba, aby mogła służyć za podstawę do planowania pracochłonności na przyszłość. Ponadto wiadomo, iż w miarę rozwoju produkcji pracochłonność zmniejsza się. Można zatem wysunąć wniosek, iż po wyprodukowaniu większej liczby płatowców pracochłonność powinna zmaleć. W jakim stopniu — wykaże to niedaleka przyszłość. Ponieważ cena jaką płać zamawiający jest stała, producenci wobec istniejącego zjawiska inflacji muszą uzyskiwać najniższy stosunek kosztów wytwarzania, aby uzyskać efekt ekonomiczny. Z tego też właśnie powodu konieczne było w produkcji Alpha-Jet, samolotu o względnie prostej i konwencjonalnej konstrukcji, zastosować nowoczesną, zintegrowaną i w najwyższym stopniu zautomatyzowaną metodę wytwarzania, wykorzystując obrabiarki sterowane numerycznie. Jeszcze na etapie wstępnych prac rozwojowych nad prototypami, kooperujące firmy opracowały technologię produkcji, unowocześniły oprzyrządowanie i zamówiły nowe obrabiarki. Ze źródeł dotyczących udziału Dorniera w przygotowaniu produkcji seryjnej zacierpnęliśmy następujące dane statystyczne (Dornier miał zlecone wytwarzanie 4500 elementów i zespołów). Dla wykonania tego zadania przygotował on 6500 narzędzi i przyrządów montażowych, w tym 1800 szt. tylko dla produkcji tylnej części kadłuba. Dla produkcji 400 najbardziej złożonych podzespołów i elementów konstrukcji sporządzono i zweryfikowano 2000 programów dla obrabiarek sterowanych numerycznie. Łączna długość wszystkich arkuszy z programami, ułożonych jeden za drugim wynosi 500 km.

Produkcja samolotu Alpha-Jet jest bardzo materiałochłonna. W przypadku Dorniera przedstawia się ona następująco:

— na 900 kg elementów w tym odlewów, odkuwek i części standardowych firma zużyć musi 1400 kg cienkich i 5500 kg grubych blach,

— 7000 kg surowca na gotowe elementy, które po obróbce mechanicznej mają masę 700 kg, co oznacza 90% odpadów wyjściowego materiału [5].

W latach 1975 i 1976 nakłady Dorniera na nowe oprzyrządowanie wyniosły 15 mln dol. Z tej sumy znaczna część została wydatkowana na zespoły obrabiarek sterowanych numerycznie i urządzenia dla wytwarzania materiałów zespolonych. Do produkcji elementów dla Alpha-Jet Dornier przeznaczył 23 najnowocześniejsze obrabiarki sterowane numerycznie. Dla przykładu można wymienić obrabiarkę FPA 2000 firmy Droop and Rein, na której można równocześnie i automatycznie obrabiać 3 komplety płatowców lub zespołów do nich.

Na pierwszym etapie (przewidzianym na początek lat osiemdziesiątych) przy produkcji obu odmian samolotów Alpha-Jet we Francji, RFN i Belgii, które odpowiednio zamówiły 200, 200 i 33 szt. zatrudnionych ma być ok. 9000 pracowników, średnie miesięczne tempo — po około 12 szt. lub znacznie więcej w przypadku napływu zamówień eksportowych [6].

W 1979 r. a więc w pierwszym roku właściwego rozwoju produkcji ma być montowane po 10÷11 samolotów rocznie, w tym po 3÷4 sztuki dla Francji, 5÷6 sztuk dla

RFN i po 2 sztuki dla Belgii. Dysproporcja dostaw dla Francji i RFN, chociaż zamówiły one jednakowe liczby samolotów, wynika z faktu, iż RFN dąży do przezbromienia do 1982 r. swych eskadr lekkich samolotów myśliwsko-bombowych (dotychczas na uzbrojeniu znajdują się włoskie G-91). W tym też czasie RFN zamierza wyposażyć swoje eskadry w 176 Alpha-Jet. Natomiast Francja, znajdującą się w gorszej sytuacji finansowej niż RFN, rozciąga dostawy Alpha-Jet na dłuższy okres, dlatego też i tempo dostaw w porównaniu z RFN jest wolniejsze: l'Armée de l'Air ma otrzymać swoje 200 sztuk na przełomie lat 1985÷1986. Planowane zadania dla obu producentów przewidują dostawę 219 samolotów Alpha-Jet do końca 1980 r. Wydaje się, iż liczba ta zostanie przekroczona z uwagi na rozwijający się eksport tych maszyn (o czym niżej w podrozdziale o eksporcie) [7]. Produkcja odbywa się w obu krajach równolegle, w zasadzie wg udziału wartościowego 50:50. Zakres prac każdego z kooperantów jest ściśle ustalony, każdy z nich wykonuje odmienne elementy i zespoły konstrukcji płatowca. Natomiast każda z firm prowadzi samodzielnie montaż końcowy.

W RFN firma Dornier odpowiada za produkcję i terminową dostawę tylnej części kadłuba, płata i usterzenia. Belgijskie przedsiębiorstwa SABCA i Fairey w Gosselies — za klapy, pozostałe elementy produkuje francuska firma Dassault-Breguet Aviation [8]. Francuskie przedsiębiorstwo jest największe (ok. 15 000 pracowników) i dysponuje najbogatszym zapleczem produkcyjnym, gdyż oprócz filii wytwarzających sprzęt elektroniczny, praktycznie reprezentuje monokulturę produkcyjną, ograniczoną tylko do samolotów. Natomiast u Dorniera, którego działalność tylko w połowie poświęcona jest pracy nad sprzętem latającym, powstała konieczność uzupełniania parku maszynowego. Chcąc uniknąć zbyt wielkich nakładów na ten cel, Dornier w szerokim stopniu zastosował system poddostaw, zlecając produkcję przynależnych mu do wytwarzania elementów innym przedsiębiorstwom krajowego przemysłu lotniczego.

Koszty

W 1975 r., tj. w czasie podpisania kontraktu na seryjną produkcję samolotów Alpha-Jet, komisja budżetowa parlamentu RFN zatwierdziła cenę za 1 sztukę bojowej odmiany samolotu wynoszącą 10,9 mln DM — marek zachodniemieckich (ok. 4,7 mln dol.). W cenę tę były wliczone nakłady na: przygotowanie produkcji seryjnej, koszty płatowca wraz z zespołami napędowymi i awioniką, ewentualne poprawki i udoskonalenia, wreszcie opakowania i transport. Z uwagi na wzrost stopy inflacji w latach 1975÷1976, w 1977 r. została ustalona cena jednostkowa za Alpha-Jet: 13 mln DM (7,5 mln dol.; znacznie wyższa cena w dolarach wynika z szybszego spadku wartości tej waluty w porównaniu z marką zachodnią). Cena ta obowiązuje do dnia dzisiejszego. Podobnie wzrosły koszty zaplecza technicznego koniecznego dla eksploatacji samolotów Alpha-Jet, tj.: koszty obsługi naziemnej, części zamiennych, aparatury badawczej i kontrolno-pomiarowej, wyposażenia dla szkolenia, symulatorów lotu i pełnej dokumentacji. Koszty te od 1975 r. do 1978 r. wzrosły z 16,4 mln DM do 19,5 mln DM. W ten sposób realizacja programu 176 sztuk bojowej odmiany Alpha-Jet będzie kosztowała zamiast planowanych 2891 mln DM z 1975 r., 3412 mln DM wg ustaleń z 1977 r. Należy przypuszczać, iż ze względu na dalszą inflację również i te koszty będą ponownie zweryfikowane.

Wzrost kosztów programu Alpha-Jet spowodował, iż zarządzano od producenta wymiany niektórych elementów wyposażenia opracowanego specjalnie dla nowego samo-



Rys. 2. Alternatywne uzbrojenie zachodniemieckiej odmiany bojowej samolotu Alpha-Jet (fot.: J. Fałęcki)

lotu na tańsze, albo też przystosowanie istniejącego wyposażenia dla tej maszyny. Wiele takich elementów zostało przejęte z samolotów F-104 Starfighter i G-91 jak np. podwójne zmniejszenie uzbrojenia czy urządzenia rozpoznawcze „swój-wróg” a nawet radarowy wysokościomierz. Zaczęto kupować również niektóre części pochodzące z zagranicznych samolotów. Przykładowo wiatrochron z samolotu szturmowego Stanów Zjednoczonych A-10. Aby uniknąć produkcji nowych zespołów, przygotowany już do wytwarzania zasobnik dla aparatów fotograficznych zastąpiono przebudowanym zbiornikiem paliwa. Jednocześnie podjęto akcję obniżania dostawcom cen ustalonych w kontraktach [9]. Koszt francuskiej odmiany treningowej samolotu Alpha-Jet wg nieoficjalnych danych ma wynosić 33 mln franków (ok. 6,5 mln dol. wg parytetu z 1978 r.). W koszcie tym zawarte są te same pozycje jakie wyżej podaliśmy, zgodnie z kalkulacją opracowaną w RFN. Z tego powodu nie znany jest koszt jednostkowy samego samolotu.

Prognoza rozwoju eksportu Alpha-Jet

Kooperujące firmy Dassault/Breguet-Dornier przewidują, iż zapotrzebowanie krajów zachodnich na odrzutowe samoloty treningowo-bojowe do połowy lat dziewięćdziesiątych wyniesie ok. 7000 maszyn (British Aerospace, producent treningowo-bojowych samolotów Hawk ocenia tylko na 6000 sztuk) [2].

Wobec dużego zapotrzebowania na ten sprzęt, zaostrza się konkurencja producentów. Na rynku krajów zachodnich w 1979 r. współzawodniczą ze sobą 4 samoloty:

— Alpha-Jet i Hawk, zajmujące górną pozycję skali jakości, ceny, własności lotnych i uzbrojenia,

— włoski Aeronautica Macchi MB-339, wyposażony w silnik o mniejszym ciągu, o znacznie mniejszej masie użytkowej, lecz o blisko połowę tańszy od Alpha-Jet; MB-339 duże szanse powodzenia eksportowego, jako następca popularnego i wysoko cenionego samolotu MB-326,

— najłżejszy, najtańszy i najslabiej uzbrojony hiszpański CASA-101, który dopiero wchodzi na rynek (pierwsze zamówienia otrzymał on w 1977 r. od lotnictwa wojskowego Hiszpanii).

Z uwagi na fakt, iż tę samą klasę samolotów reprezentują obecnie jedynie samoloty Alpha-Jet i Hawk oraz, że prawdopodobnie będą one ze sobą współzawodniczyły o te same rynki zbytu, wskazane jest omówienie możliwości eksportu francusko-zachodniemieckiego samolotu, porównując ją z możliwością ekspansji Hawker-Siddeley Hawk.

Dużym atutem Dassault/Breguet-Dornier jest produkcja Alpha-Jet w dwu odmianach: treningowej i bojowej. Dzięki temu Alpha-Jet może z powodzeniem spełniać wielokierunkowe wymagania stawiane przez potencjalnych nabywców, rekrutujących się głównie z krajów Trzeciego Świata. Dzięki temu niższe będą, w porównaniu z Hawkem, koszty eksploatacji Alpha-Jet i proporcjonalnie będzie się kształtował jego cena niż Hawka (przypominamy amerykańskie określenie: „dwa samoloty w jednym”). Ponadto wydaje się, iż Alpha-Jet ma wyższe własności lotne niż Hawk. Przykładowo obciążenie dopuszczalne Alpha-Jet jest rzędu +12–6,4, podczas gdy Hawka tylko +8 g–4 g [2]. A dalej: Alpha-Jet wyposażony jest w dwa silniki o łącznym ciągu większym niż silnik Hawka o 210 kg. Jasnym jest, iż dwa silniki zapewniają większe bezpieczeństwo lotu niż jeden zespół napędowy. Natomiast Hawk dysponuje ważnym atutem — silnikiem Adour, wyprodukowanym w połowie 1977 r. w ilości ok. 1000 sztuk, których nalot wynosi ponad 300 tys. h, a więc silnikiem dobrym i wypróbowanym. Również masa użytkowa Hawka jest większa niż Alpha-Jet (odpowiednio: Hawk — 2540 kg, Alpha-Jet — 2200 kg). Inne parametry obu samolotów są do siebie zbliżone. Z uwagi na wyposażenie Hawka tylko w jeden silnik, konserwacja tego samolotu i silnika jest mniej pracochłonna i tańsza.

Jeżeli chodzi o rynek zbytu, to obie konkurujące ze sobą samoloty mają teoretycznie jednakowe szanse, powinny być one kupowane przez dotychczasowych nabywców sprzętu brytyjskiego (samoloty: Jet, Provost, Gnat, Hunter) lub francuskiego (samoloty Fouga-Magister, Mirage itp.).

Tak przedstawiają się szanse teoretyczne, w praktyce jednak większe możliwości zbytu ma strona francuska. Francja bowiem wykazuje znacznie większą prężność w dziedzinie eksportu uzbrojenia, lepszą organizację, szerszy zasięg i bardziej rozbudowaną sieć akwizytorów i agentów. Dysponuje również dwiema wyspecjalizowanymi państwowymi organizacjami eksportu sprzętu lotniczego,

a wszystkie jej zagraniczne przedstawicielstwa wojskowe wykonują zadania akwizycyjne.

Skutki szeroko zakrojonej akcji promocji francuskiego eksportu sprzętu lotniczego już są wiadome: podczas, gdy zamówienia potwierdzone na Hawka osiągnęły 220 sztuk (170 szt. dla RAF i 50 szt. dla Finlandii), Alpha-Jet do połowy 1978 r. został sprzedany w ilości 634 szt., pomimo że seryjna produkcja Hawka zaczęła się o rok przed Alpha-Jet [10].

Zamówienia na Alpha-Jet przedstawiają się następująco: kraje producentów łącznie zakontraktowały 400 samolotów, Belgia — 33 szt. (ważne jest dla Francji, iż zakłady montujące Alpha-Jet w Belgii — SABCA — w połowie należą do firmy Dassault), Maroko — 24 szt. + 24 sztuki w późniejszym okresie, Wybrzeże Kości Słoniowej — 12 szt., Togo — 5 szt. i Egipt, a właściwie Arabska Organizacja dla Uprzemysłowienia (AOI) — 169 szt. [11]. Pod koniec 1978 r. toczyły się pertraktacje, czy Francja dostarczy część gotowych samolotów, czy też zbuduje w Egipcie zakłady, które będą produkować Alpha-Jet. W tym ostatnim przypadku liczba zamówionych Alpha-Jet powinna poważnie wzrosnąć. W tym samym roku toczyły się również rozmowy w sprawie dostaw Alpha-Jet do kilku krajów Afryki (Kamerun?) i do Stanów Zjednoczonych, gdzie US Navy ogłosiła konkurs na dostawę morskich samolotów treningowych. Firmy Dassault/Breguet-Dornier wyrażają przekonanie, iż ich oferta jest najkorzystniejsza i odpowiada wszystkim warunkom postawionym przez Marynarkę Wojenną USA. Jeżeli przetarg wygrały europejskie firmy, wówczas w USA będzie je produkować w oparciu o licencję firma Lockheed, mająca duże doświadczenie w budowie odrzutowych samolotów treningowych. Zbudowała ona bowiem w okresie od 1948 r. do 1959 r. ok. 5700 odrzutowych samolotów treningowych T-33 i 150 morskich samolotów treningowych T2V i T1A (odmiana szturmowa T2V). Istnieje poważne prawdopodobieństwo wyboru samolotu Alpha-Jet przez US Navy, gdyż w Stanach Zjednoczonych nie produkuje się samolotów treningowo-bojowych tej klasy [1]. Również względy propagandowe mogą mieć wpływ na decyzję Stanów Zjednoczonych. Bowiem zakup licencji na europejski samolot będzie oznaczał, iż Stany Zjednoczone wykazują swą dobrą wolę współpracy z Europą oraz, że handel sprzętem lotniczym nie będzie odbywał się tylko w jednym kierunku, tzn. ze Stanów Zjednoczonych do Europy.

Istnieją jednak przesłanki, które zdają się wskazywać, iż eksport samolotów Alpha-Jet może znaleźć przeszkody ze strony jednego z kooperantów — RFN. Jak już pisaliśmy, w tym kraju obowiązują pewne restrykcje w eksporcie uzbrojenia. Wydaje się jednak, iż nawet w przypadku takich trudności Francja mogłaby samodzielnie podjąć się eksportu tych samolotów, zakupując jedynie elementy i zespoły od Dorniera, nie objęte embargiem (silnik typu Larzac 04 napędzający samolot Alpha-Jet jest produktem francuskim). Jak dotychczas eksport Alpha-Jet rozwija się pomyślnie, co wynika z zamówień potwierdzonych znajdujących się w posiadaniu kooperantów. Czy jednak na przestrzeni najbliższych lat Alpha-Jet odniesie poważniejszy sukces eksportowy zależeć będzie nie tylko od jakości samolotu, warunków ekonomicznych i organizacji sprzedaży, lecz co najmniej w równym stopniu od układu stosunków politycznych, które mogą wywrzeć decydujący wpływ na wielkość i kierunki eksportu tego sprzętu.

LITERATURA

1. Alpha-Jet Sonderbericht. *Interavia*, 1978, nr 5, s. 400, 438.
2. P. PREYLOWSKY: Hawker — Siddeley Hawk, der Trainer der mehr kann. *Der Flieger*, 1977, nr 11, s. 461, 462, 467.
3. W. K.: Dassault/Breguet-Dornier Alpha-Jet. *Flieger Revue*, 1977, nr 3, s. 126–127.
4. R. F. CHRIST: European production programme with the future. *Interavia*, 1978, nr 6, s. 544.
5. R. F. CHRIST: *Op. cit.*, s. 544.
6. En 1979, Dassault/Breguet — Dornier livreront onze Alpha-Jet par mois. *Air et Cosmos*, 1977, nr 695, 4.XII.1977, s. 22.
7. Idem, s. 23.
8. J. GAMBÛ: Dassault/Breguet-Dornier... Alpha-Jet. *Aviation Magazine*, nr 715, s. 24.
9. Alpha-Jet Sonderbericht. *Op. cit.*, s. 465.
10. *Flug Revue*, 1978, nr 11, s. 13.
11. *Flug Revue*, 1978, nr 10, s. 8.

Silniki do odrzutowych samolotów pasażerskich lat osiemdziesiątych (II)

Mgr inż. WALERIAN KORDZIŃSKI

W I części artykułu omówiono kierunki rozwoju silników dwuprzepływowych do napędu samolotów pasażerskich, podając teoretyczne uzasadnienie stosowania dużych stosunków natężeń przepływu i sprężów oraz wysokich temperatur przed turbiną. W II części przeprowadzono ogólny podział silników lat osiemdziesiątych według ciągu na cztery grupy i opisano silniki reprezentujące każdą z tych grup — zarówno już eksploatowane, jak i znajdujące się dopiero w opracowaniu.

Podział silników lat osiemdziesiątych

Biorąc pod uwagę obecnie opracowywane, a także już eksploatowane silniki do samolotów pasażerskich oraz projekty samolotów pasażerskich nowej generacji, można przeprowadzić następujący podział silników, które będą stosowane w latach osiemdziesiątych:

- silniki o ciągu od 7000 do 8000 daN,
- silniki o ciągu od 10 000 do 13 000 daN,
- silniki o ciągu od 14 000 do 16 000 daN,
- silniki o ciągu powyżej 18 000 daN (do ok. 25 000 daN lub więcej).

W związku z zarysowującymi się obecnie tendencjami w zakresie ilości silników w napędach samolotów pasażerskich można orientacyjnie przyporządkować silniki każdej z wymienionych grup określonym kategoriom samolotów. I tak, silniki o ciągu 7000÷8000 daN będą na ogół stosowane do napędu dwusilnikowych samolotów na krótkie trasy o 100÷120 miejscach pasażerskich. Silniki o ciągu 10 000÷13 000 daN nadają się szczególnie do dwusilnikowych samolotów na krótkie trasy o 130÷150 miejscach pasażerskich. Silniki o ciągu 14 000÷16 000 daN opracowywane są do dwusilnikowych samolotów na krótkie i średnie trasy zabierających na pokład 160—180 pasażerów oraz do trójsilnikowych samolotów na średnie i długie trasy o 200÷220 miejscach pasażerskich. Silniki o ciągu powyżej 18 000 daN napędzają obecnie dwu- i trójsilnikowe autobusy powietrzne o 300÷350 miejscach pasażerskich oraz czterosilnikowe samoloty Boeing 747 przewożące 360÷490 pasażerów, i przewidziane są do nowych dwusilnikowych samolotów na krótkie i średnie trasy o ponad 200 miejscach pasażerskich. Od przedstawionego powyżej schematu mogą być odstępstwa, m.in. w przypadku samolotów starszego typu modernizowanych przez zastosowanie nowych silników, np. silniki CFM56 o ciągu 10 690 daN mają być zastosowane do czterosilnikowych samolotów Boeing 707 i McDonnell Douglas DC-8-60 oraz do czterosilnikowej wersji Airbus A300.

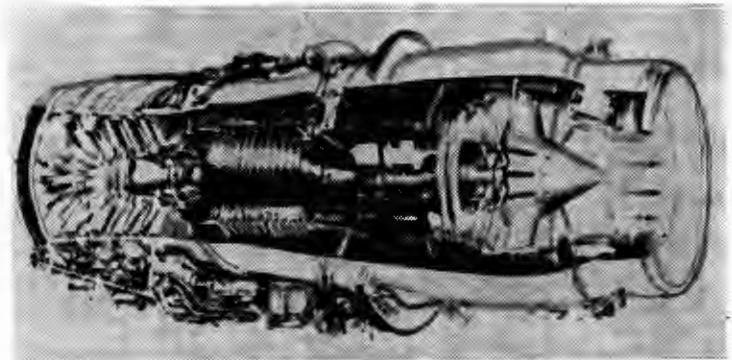
Ze znajdujących się obecnie w eksploatacji silników jedynie silniki o ciągu powyżej 18 000 daN spełniają wymagania stawiane silnikom lat osiemdziesiątych — są to różne wersje silników Pratt Whitney JT9D, General Electric CF6 i Rolls-Royce RB211. Silniki nowej generacji trzech pozostałych kategorii ciągu nie wyszły jeszcze poza etap prób.

Silniki o ciągu od 7000 do 8000 daN

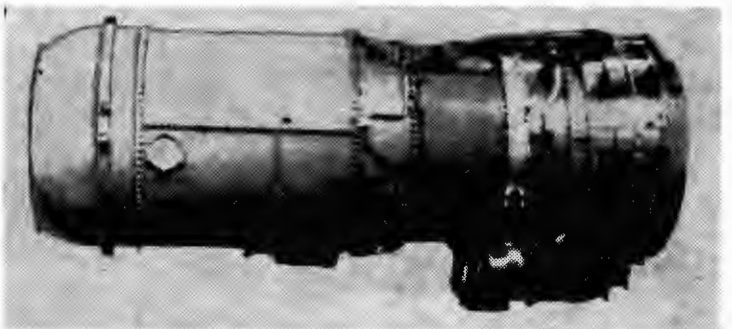
Obecnie jest eksploatowanych kilka typów cywilnych silników dwuprzepływowych, które pod względem ciągu i zastosowania można zaliczyć do tej grupy. Napędzają one dwusilnikowe samoloty na krótkie trasy o 80÷100 miejscach pasażerskich (BAC1-11, McDonnell Douglas DC-9, Boeing 737 i Tu-134) oraz trójsilnikowe samoloty na krótkie i średnie trasy zabierające na pokład ponad 100 pasażerów (Hawker Siddeley Trident, Boeing 727). Są to jednak silniki starszej generacji o stosunku natężeń przepływu nie przekraczającym 1:1, a mianowicie wymienione już w I części artykułu silniki Rolls-Royce Spey i Pratt Whitney JT8D oraz zbudowany nieco później radziecki silnik Sołowiew D-30.

Pierwsze wersje silnika Rolls-Royce Spey, Spey 2, o ciągu tylko 4630 daN, mają 4-stopniowy wentylator, 12-stopniową sprężarkę wysokiego ciśnienia, 2-stopniową turbinę wysokiego ciśnienia i 2-stopniową turbinę niskiego ciśnienia. Stosunek natężeń przepływu wynosi 1:1, spręż (całkowity) 16,3:1, temperatura przed turbiną 1047°C, jednostkowe zużycie paliwa 0,571 kg/daN, ciąg jednostkowy 51 daN/kg/s i masa jednostkowa 0,222 kg/daN. W następnych wersjach zastosowano 5-stopniowy wentylator zmniejszający natężenie przepływu przez kanał wewnętrzny silnika i zwiększający spręż całkowity. Jedną z tych wersji, Spey 25-512 o ciągu 5560 daN, ma stosunek natężeń przepływu 0,7:1, spręż 20,7:1, temperaturę przed turbiną 1127°C, jednostkowe zużycie paliwa 0,612 kg/daN, ciąg jednostkowy 59,9 daN/kg/s i masę jednostkową 0,199 kg/daN.

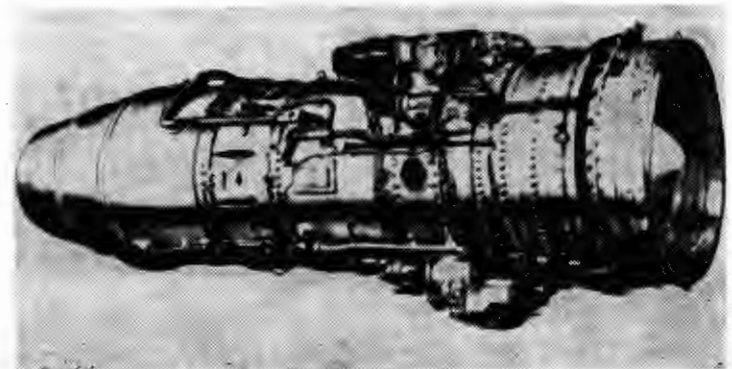
Silniki Pratt Whitney JT8D, budowane w 12 wersjach o ciągu od 6227 do 7118 daN, mają 2-stopniowy wentylator,



Rys. 5. Silnik Rolls-Royce Spey 25-512 o ciągu 5560 daN i stosunku natężeń przepływu 0,7:1



Rys. 6. Silnik Pratt Whitney JT8D-17 o ciągu 7118 daN i stosunku natężeń przepływu 0,99:1



Rys. 7. Silnik Sołowiew D-30 o ciągu 6670 daN i stosunku natężeń przepływu 1:1

4-stopniową sprężarkę niskiego ciśnienia (na wspólnym wale z wentylatorem), 7-stopniową sprężarkę wysokiego ciśnienia, 1-stopniową turbinę wysokiego ciśnienia i 3-stopniową turbinę niskiego ciśnienia. Warto przytoczyć tu dane wersji JT8D-17 o ciągu 7118 daN: stosunek natężeń przepływu 0,99:1, spręż 17,6:1, temperatura przed turbiną 1000°C, jednostkowe zużycie paliwa 0,600 kg/daNh, ciąg jednostkowy 48 daN/kg/s i masa jednostkowa 0,212 kg/daN.

Silnik Sołowiew D-30 o ciągu 6670 daN ma 4-stopniowy wentylator, 10-stopniową sprężarkę wysokiego ciśnienia, 2-stopniową turbinę wysokiego ciśnienia i 2-stopniową turbinę niskiego ciśnienia. Stosunek natężeń przepływu wynosi 1:1, spręż 18,4:1, temperatura przed turbiną 1027°C, jednostkowe zużycie paliwa 0,612 kg/daNh, ciąg jednostkowy 53 daN/kg/s i masa jednostkowa 0,232 kg/daN.

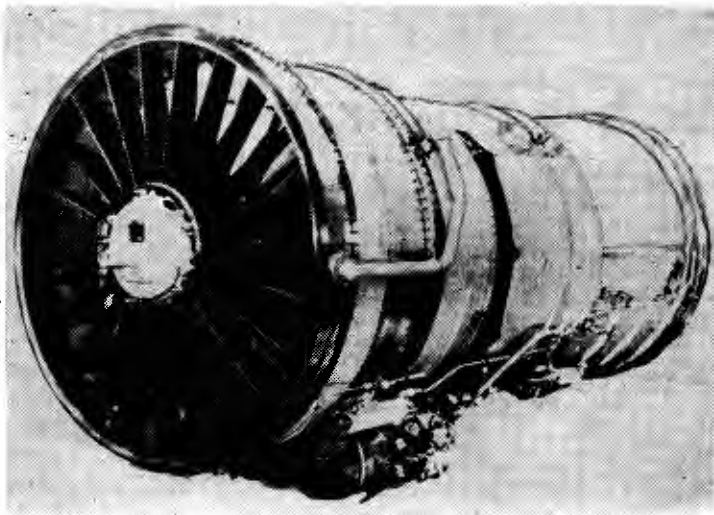
Podane wyżej wartości jednostkowego zużycia paliwa odnoszą się oczywiście do warunków statycznych na ziemi; w warunkach przelotowych $H=9000$ m, $Ma=0,8$ jednostkowe zużycie paliwa tych silników przekracza 0,8 kg/daNh.

Spośród wymienionych silników najszersze zastosowanie znalazły silniki JT8D — zbudowano ich łącznie ponad 10 000 do napędu 3000 samolotów (McDonnell Douglas DC-9, Boeing 727 i 737, Aerospatiale Super Caravelle, Dassault-Breguet Mercure) eksploatowanych przez 155 linii lotniczych. Silniki JT8D wylatały łącznie ponad 134 mln h.

W pierwszej połowie lat siedemdziesiątych w dążeniu do sprostanania wymaganiom dotyczącym ekonomii eksploatacji samolotów pasażerskich opracowana została nowa wersja silnika Spey 2 oznaczona symbolem Mk606 oraz nowe wersje silników JT8D o oznaczeniu JT8D-209 i -217. W obu przypadkach wykorzystano wytwornicę silnika podstawowego, modyfikując lub projektując nowy układ niskiego ciśnienia. W silniku Spey zastosowano 1-stopniowy wentylator o zwiększonej średnicy, wprowadzając pozostałe trzy stopnie niskiego ciśnienia do kanału wewnętrznego i zastępując 2-stopniową turbinę niskiego ciśnienia turbiną 3-stopniową. Uzyskano ciąg 7518 daN przy stosunku natężeń przepływu zwiększonym do 1,96:1 (natężenie przepływu wzrosło z 91 do 195 kg/s), sprężu 21,9:1, temperaturze przed turbiną 1100°C, jednostkowym zużyciu paliwa 0,560 kg/daNh, ciągu jednostkowym 38,6 daN/kg/s i masie jednostkowej ok. 0,20 kg/daN. W silnikach JT8D serii 200 łopatkami dwóch stopni wentylatora zostały skrócone i wprowadzone do kanału wewnętrznego, tworząc z pozostałymi stopniami 6-stopniową sprężarkę niskiego ciśnienia, przed którą został zamontowany nowy, jednostopniowy wentylator. Silnik JT8D-217 ma ciąg 8450 daN przy stosunku natężeń przepływu 1,65:1, sprężu 18:1, temperaturze przed turbiną 1000°C, jednostkowym zużyciu paliwa 0,591 kg/daNh, ciągu jednostkowym 39,7 daN/kg/s i masie jednostkowej 0,16 kg/daN. Silniki JT8D serii 200 mają uzyskać certyfikat w czerwcu 1979 r. i będą stosowane do napędu m.in. samolotów DC-9-80.

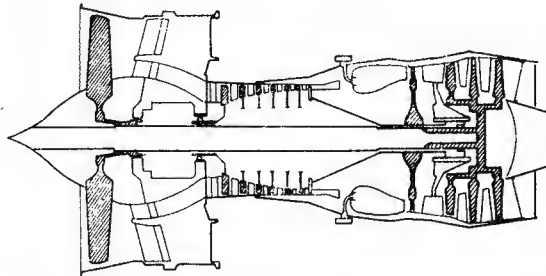
Zbudowana została również nowa wersja silnika D-30, o oznaczeniu D-30K, jednak ze względu na ciąg wynoszący 11 280 daN będzie ona omówiona w następnym rozdziale.

Na etapie opracowania i prób znajdują się trzy silniki nowej generacji: Rolls-Royce RB432, japoński FJR710 i radziecki Łotariew D-36.



Rys. 8. Silnik Pratt Whitney JT8D-217, rozwojowa wersja silnika JT8D, o ciągu 8450 daN i stosunku natężeń przepływu 1,65:1

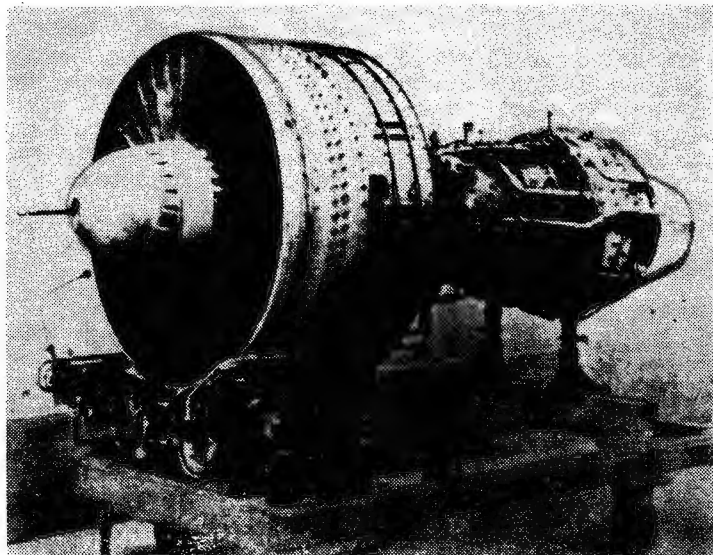
Silnik Rolls-Royce RB432 jest pochodną silnika RB401-07 o ciągu 2464 daN i stosunku natężeń przepływu 4,15:1 rozwijanego (silnik przechodzi obecnie próby stoiskowe) do napędu samolotów służbowych o dużym zasięgu. Wytwornica tego silnika, z 8-stopniową sprężarką i 1-stopniową turbiną, została powiększona geometrycznie (zmodelowana w górę), 1-stopniowy wentylator został powiększony w takiej proporcji, że nastąpił wzrost stosunku natężeń przepływu nowego silnika, a 2-stopniowa turbiną niskiego ciśnienia została zastąpiona turbiną 3-stopniową. Ciąg silnika RB432 ma wynosić 7000—8000 daN. Pozostałe dane nie są znane. Przewiduje się, że silnik uzyska certyfikat w 1983 r.



Rys. 9. Schemat opracowywanego przez firmę Rolls-Royce silnika RB432 o ciągu 7000—8000 daN i dużym stosunku natężeń przepływu

Silnik FJR710 jest opracowywany od 1971 r. wspólnie przez trzy japońskie firmy: Ishikawajima, Kawasaki i Mitsubishi. W 1976 r. zakończono próby 6 pierwszych prototypów o ciągu 4900 daN i rozpoczęto budowę 6 następnych o ciągu 6865 daN (jest to docelowy ciąg silnika FJR710). Silnik będzie spełniał wymagania dotyczące hałasu FAR Part 36 i emisji zanieczyszczeń EPA 1979. FJR710 ma 1-stopniowy wentylator z 1-stopniowym „boosterem”, 13-stopniową sprężarkę wysokiego ciśnienia z przestawialnymi łopatkami 5 początkowych wieńców kierowniczych, 2-stopniową turbinę wysokiego ciśnienia z chłodzonymi łopatkami pierwszego stopnia i 4-stopniową turbinę niskiego ciśnienia. Stosunek natężeń przepływu pierwszych 6 prototypów wynosi 6,5:1, spręż 20:1 (można oczekiwać jego zwiększenia z uwagi na istniejące zapasy w sprężarce), jednostkowe zużycie paliwa 0,347 kg/daNh w warunkach startowych i 0,622 kg/daN w warunkach przelotowych $H=6000$ m, $Ma=0,7$.

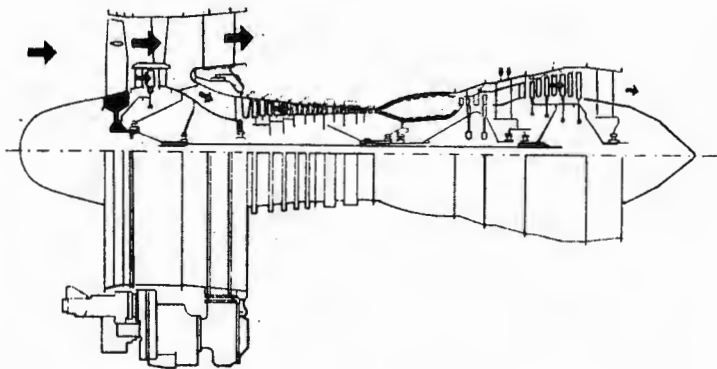
Silnik Łotariew D-36, napędzający już prototypy samolotu Jak-42, jest silnikiem trójwałowym o ciągu 6500 daN. Ma on 1-stopniowy wentylator, sprężarkę niskiego ciśnienia i sprężarkę wysokiego ciśnienia o łącznej liczbie stopni 13, 1-stopniową turbinę wysokiego ciśnienia, 1-stopniową turbinę średniego ciśnienia i 3-stopniową turbinę niskiego ciśnienia. Stosunek natężeń przepływu wynosi 5,5:1, spręż ok. 25:1, jednostkowe zużycie paliwa 0,375 kg/daNh w warunkach startowych i 0,65 kg/daNh w warunkach przelotowych $H=6000$ m, $Ma=0,7$.



Rys. 10. Japoński silnik FJR710 o ciągu docelowym 7000 daN i stosunku natężeń przepływu 6,5:1

Silniki o ciągu od 10 000 do 13 000 daN

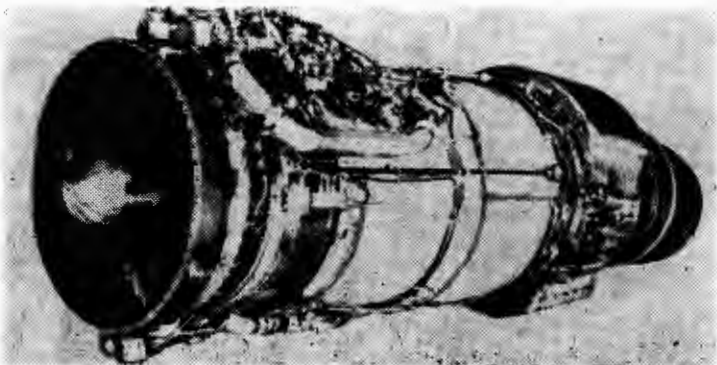
Spośród użytkowanych obecnie silników w powyższym zakresie ciągu mieszczą się trzy typy silników radzieckich: Kuzniecowa NK-8-4 i NK-86 oraz wspomniany już Sołowiew D-30K. Jednak zastosowanie ich jest cokolwiek inne od przewidywanego dla silników nowej generacji — silniki NK-8-4 napędzają czterosilnikowe samoloty na długie trasy Il-62, silniki D-30K ich udoskonaloną wersję Il-62M, a silniki NK-86 zostały zabudowane na prototypach autobusu powietrznego Il-86. Warto tu zauważyć, że używane jeszcze do napędu Boeingów 707, DC-8 i BAC VC-10 silniki Conway i JT3D mają ciąg poniżej 10 000 daN — ich podstawowe dane przytoczone zostały w I części artykułu.



Rys. 11. Przekrój silnika FJR710

Silnik NK-8-4 o ciągu 10 300 daN jest silnikiem starszej generacji. Ma on stosunek natężeń przepływu 1,02:1, spręż 10,8:1 i temperaturę przed turbiną 880°C. Jego jednostkowe zużycie paliwa w warunkach startowych wynosi 0,640 kg/daNh, ciąg jednostkowy 44,4 daN/kg/s i masa jednostkowa 0,204 kg/daN. Odnacza się przy tym dużą prostotą konstrukcji: wentylator jest 2-stopniowy, sprężarka niskiego ciśnienia również 2-stopniowa, sprężarka wysokiego ciśnienia 6-stopniowa, turbina wysokiego ciśnienia 1-stopniowa i turbina niskiego ciśnienia 2-stopniowa. W wersji zdławionej do 9300 daN silnik ten jest stosowany również na samolotach na krótkie i średnie trasy Tu-154. W późniejszych latach silnik NK-8-4 został poważnie zmodyfikowany przez zwiększenie do 3 liczby stopni sprężarki wysokiego ciśnienia i zastąpienie 6-stopniowej sprężarki wysokiego ciśnienia sprężarką 11-stopniową oraz zastosowanie dopalacza, co umożliwiło wykorzystanie go do napędu naddźwiękowego samolotu Tu-144. Następnie w wersji NK-86, bez dopalacza, został zastosowany na prototypach samolotu Il-86. Silnik NK-86 ma ciąg 12 750 daN, stosunek natężeń przepływu 1,02:1, spręż 15:1, temperaturę przed turbiną 1000°C, jednostkowe zużycie paliwa 0,642 kg/daNh i ciąg jednostkowy 49 daN/kg/s.

Jak już wspomniano w poprzednim rozdziale, silnik Sołowiew D-30K powstał z silnika D-30. Zastosowano w nim 3-stopniowy wentylator o zwiększonej średnicy, zwiększono do 11 liczby stopni sprężarki wysokiego ciśnienia i zastąpiono 2-stopniową turbinę niskiego ciśnienia turbiną 4-stopniową. Nowy silnik wytwarza ciąg 11 280 daN przy stosunku natężeń przepływu 2,3:1, sprężu 20:1, temperaturze przed turbiną 1010°C, jednostkowym zużyciu paliwa 0,500 kg/daNh, ciągu jednostkowym 41,6 daN/kg/s i masie jednostkowej 0,19 kg/daN.



Rys. 12. Silnik Kuzniecowa NK-8-4 o ciągu 10 300 daN i stosunku natężeń przepływu 1,02:1

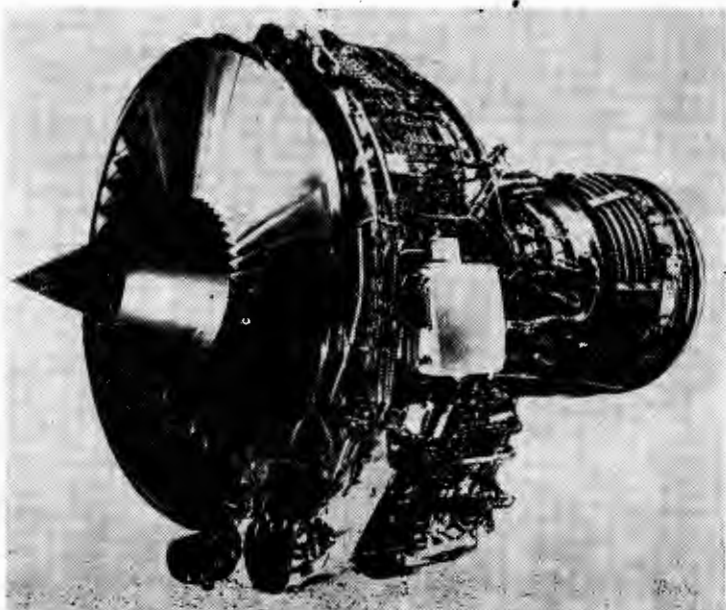
Omawianą grupę reprezentuje obecnie tylko jeden silnik nowej generacji. Jest to opracowywany wspólnie przez firmy General Electric i SNECMA silnik CFM56 o ciągu 10 690 daN (lub 9810 daN z możliwością automatycznego zwiększenia do 10 690 daN). W silniku wykorzystano poważne osiągnięcia firmy General Electric w budowie „gorących” zespołów oraz sprężarek o wysoko obciążonych stopniach i złożonej mechanizacji przez zastosowanie wytwornicy z silnika F101 (napędzającego naddźwiękowy bombowiec B-1). Wytwornica ta ma 9-stopniową sprężarkę o sprężu 10:1, wysoko cieplnie obciążoną komorę spalania i 1-stopniową naddźwiękową turbinę. Układ niskiego ciśnienia silnika CFM56 został zaprojektowany przez firmę SNECMA. Składa się on z 1-stopniowego wentylatora, 3-stopniowej sprężarki niskiego ciśnienia i 4-stopniowej turbiny niskiego ciśnienia. Stosunek natężeń przepływu wynosi 5,9:1, spręż całkowity 25:1, temperatura przed turbiną 1260°C, jednostkowe zużycie paliwa 0,357 kg/daNh, ciąg jednostkowy 30,2 daN/kg/s i masa jednostkowa 0,176 kg/daN.

Próby silnika CFM56 rozpoczęto w czerwcu 1974 r., do końca 1977 r. 8 prototypów przepracowało łącznie 3500 h. Do chwili wydania certyfikatu w październiku 1979 r. 13 prototypów ma przepracować 7500 h. Próby w locie rozpoczęto w 1977 r. na samolocie Caravelle wykorzystanym jako latająca hamownia. Próby oblodzenia zakończono w lutym 1977 r., przeprowadzono również próby przy poprzecznym i tylnym wietrze oraz próby z ptakami. Początkowo silnik ma być stosowany do napędu nowych wersji samolotów BAC1-11, Dassault-Breguet Mercure, Airbus A300, DC-8 i DC-9, Boeing 707 i 737, a następnie samolotów nowej generacji Aerospatiale A200 oraz ECAS JET1 i 2. Przewiduje się zwiększenie ciągu do 11 120 daN w 1983 r. i do 12 230 daN w połowie lat osiemdziesiątych, przy czym zamierza się to osiągnąć przez zwiększenie natężenia przepływu powietrza i podwyższenie temperatury przed turbiną.

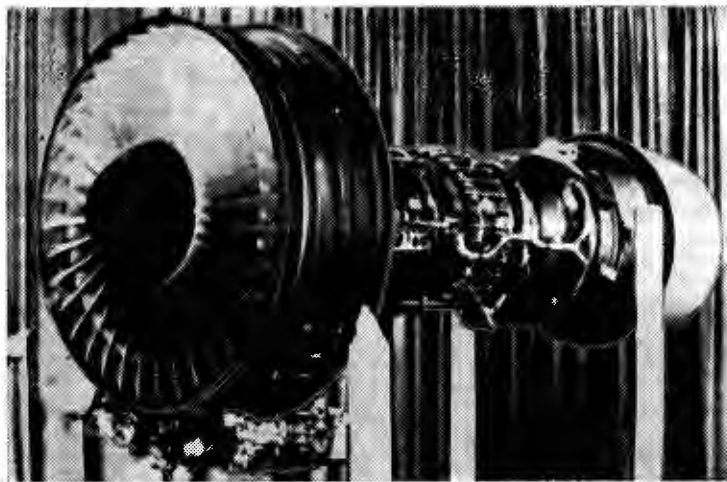
Silniki o ciągu od 14 000 do 16 000 daN

Dotychczas nie był eksploatowany żaden silnik o ciągu mieszczącym się w zakresie 14 000÷16 000 daN. Natomiast w opracowaniu znajdują się silniki Rolls-Royce RB211-535 i General Electric CF6-32 będące pochodnymi stosowanych już od początku lat siedemdziesiątych silników RB211-22B i CF6-6D2 oraz zupełnie nowy silnik Pratt Whitney JT10D-132.

W silniku RB211-535 wykorzystano wytwornicę silnika RB211-22B (z 6-stopniową sprężarką i 1-stopniową turbiną), zmodyfikowaną sprężarkę niskiego ciśnienia o zmniejszonej z 7 do 6 liczbie stopni i sprężu 3,6:1 zamiast 4,8:1 oraz zastosowano zmodelowany na mniejsze wymiary wentylator. 1-stopniowa turbina średniego ciśnienia i 3-stopniowa turbina niskiego ciśnienia nie uległy większym zmianom. W wyniku przeróbek zmniejszyło się zarówno całkowite natężenie przepływu powietrza, jak i natężenie



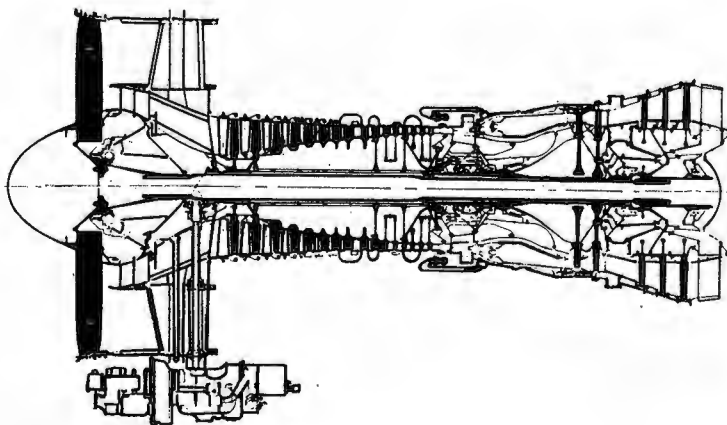
Rys. 13. Silnik General Electric/SNECMA CFM56 o ciągu 10 690 daN i stosunku natężeń przepływu 5,9:1



Rys. 14. Silnik General Electric CF6-32, pochodne silnika CF6-6D2, o ciągu 13 600 – 16 000 daN i stosunku natężeń przepływu ok. 4,5:1

przepływu przez kanał wewnętrzny, przy czym stosunek natężeń przepływu zmniejszył się z 5,0:1 do 4,4:1 oraz spręż całkowity — z 27:1 do 23:1. Próby pierwszego z 8 prototypów mają rozpocząć się na początku 1979 r., a certyfikat ma być wydany w październiku 1981 r. Silnik został już wybrany do napędu samolotu Boeing 757 i w tym zastosowaniu będzie miał ciąg 16 280 daN. Przewidziane są również wersje o ciągu 14 900 i 14 235 daN.

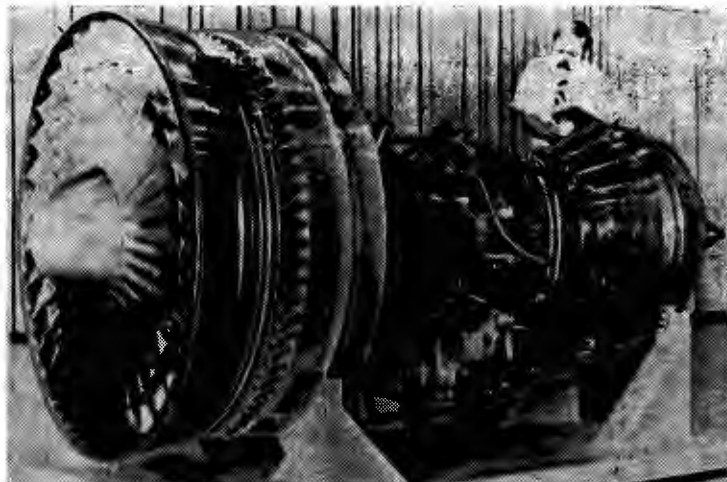
Silnik CF6-32 o ciągu 13 600÷16 000 daN ma wytwornicę silnika CF6-6D2 (z 16-stopniową sprężarką i 2-stopniową turbiną), zmodyfikowany na mniejsze wymiary wentylator (o średnicy zewnętrznej od 1829 do 1930 mm w zależności



Rys. 15. Przekrój silnika CF6-32

od ciągu) bez 1-stopniowego „boostera” i 3-stopniową turbinę niskiego ciśnienia zamiast turbiny 5-stopniowej. Stosunek natężeń przepływu wynosi 4,45:1 do 4,7:1, spręż 21,3:1 i temperatura przed turbiną ok. 1200°C (odpowiednie wartości dla silnika CF6-6D2: 5,7:1, 26,6:1 i ok. 1300°C). Wersja podstawowa, dla której ma być wydany certyfikat w lipcu 1981 r., ma ciąg 14 960 daN, jednostkowe zużycie paliwa 0,673 kg/daNh w warunkach przelotowych $H=9000$ m, $Ma=0,8$, ciąg jednostkowy 31,7 daN/kg/s i masę jednostkową 0,188 kg/daN. Silniki CF6-32 są przewidziane do napędu samolotów Boeing 757, 767-100 i 777.

Silnik JT10D był początkowo projektowany na ciąg 10 885 daN (JT10D-2), a następnie na 12 900 daN (JT10D-4). Ostatnia, produkcyjna wersja, JT10D-132, ma ciąg 14 234 daN. JT10D-132 różni się od wcześniejszych wersji zastosowaniem 1-stopniowego „boostera” i 5-stopniowej turbiny niskiego ciśnienia w miejsce turbiny 4-stopniowej. Sprężarka wysokiego ciśnienia jest 12-stopniowa z przestawialnymi łopatkami 7 wieńców kierowniczych, a turbina wysokiego ciśnienia 2-stopniowa. Stosunek natężeń przepływu wynosi 6,2:1, spręż 30:1, jednostkowe zużycie paliwa w warunkach przelotowych $H=10 700$ m, $Ma=0,8$ — 0,610 kg/daNh (jest ono o 6–7% mniejsze od zużycia jakiego można by otrzymać, przerabiając na mniejszy ciąg silnik JT9D). Przewidziana jest również budowa wersji JT10D-126X



Rys. 16. Silnik Pratt Whitney JT10D-132 o ciągu 14 235 daN i stosunku natężeń przepływu 6,2:1

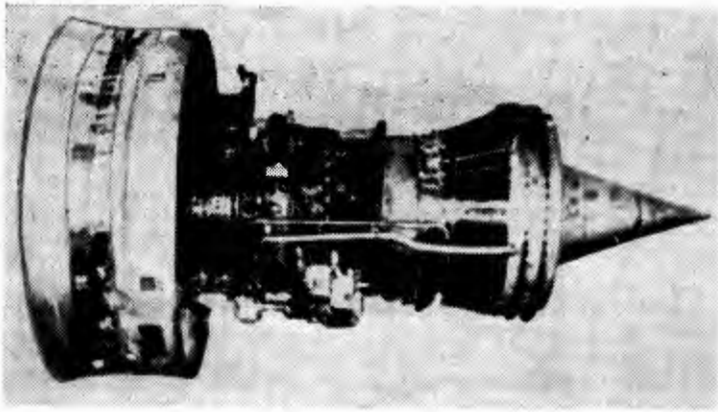
o ciągu 11 565 daN oraz wersji o ciągu 15 570 daN. Ciąg będzie dostosowywany do potrzeb użytkowników przez zmianę średnicy wentylatora i ilości stopni turbiny niskiego ciśnienia. JT10D-132 ma otrzymać certyfikat w grudniu 1981 r. i będzie prawdopodobnie stosowany na samolotach Boeing 757, 767-100 i 777.

Silniki o ciągu powyżej 18 000 daN

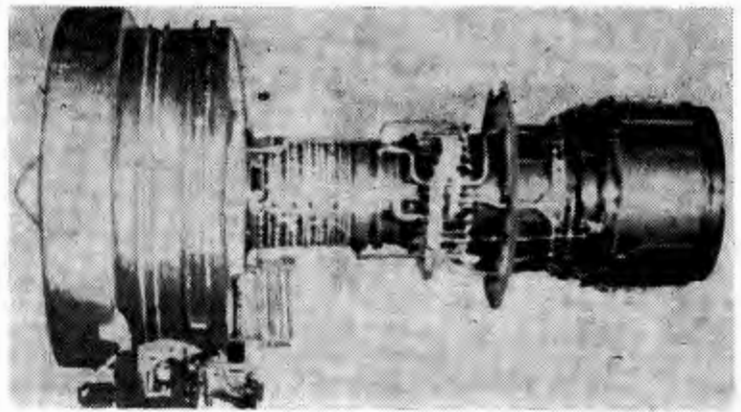
Należące do tej grupy silniki Pratt Whitney JT9D, General Electric CF6 i Rolls-Royce RB211, wprowadzone do eksploatacji na przełomie lat sześćdziesiątych i siedemdziesiątych, przedstawiają w zasadzie najnowszy typ cywilnych silników dwuprzepływowych o dużym stosunku natężeń przepływu, dużym sprężu i wysokiej temperaturze przed turbiną. Będą one stosowane również do napędu samolotów nowej generacji, a poza tym stanowią podstawę rozwoju silników o ciągu 14 000÷16 000 daN.

Najwcześniej, bo już w 1969 r. wprowadzony został — na samolotach Boeing 747 — silnik Pratt Whitney JT9D-3A o ciągu 19 350 daN. Ma on stosunek natężeń przepływu 5,2:1, spręż 22:1 z 15 stopniami sprężarkowymi i temperaturę przed turbiną 1240°C oraz jednostkowe zużycie paliwa 0,353 kg/daNh, ciąg jednostkowy 28,3 daN/kg/s i masę jednostkową 0,202 kg/daN w porównaniu ze stosunkiem natężeń przepływu 1,3:1, sprężem 16:1 z 16 stopniami sprężarkowymi i temperaturą przed turbiną 950°C oraz jednostkowym zużyciem paliwa 0,540 kg/daNh, ciągiem jednostkowym 41 daN/kg/s i masą jednostkową 0,224 kg/daN silnika starej generacji tej samej firmy, JT3D-8A. Poza tym w silniku JT9D zastosowano: udoskonaloną komorę spalania, dopuszczającą większe przyrosty temperatury przy mniejszej jej długości, mniejszych stratach ciśnienia, lepszym rozkładzie temperatury na wylocie i mniejszej zawartości zanieczyszczeń w gazach wylotowych, turbinę o większym obciążeniu stopni i z nowym systemem chłodzenia łopatek, nowe materiały oraz środki wyciszające, dzięki którym uzyskano niższy poziom hałasu przy dwukrotnie większym ciągu.

Silnik JT9D-3A oraz udoskonalone pod względem aerodynamicznym wersje -7 i -7A o ciągu 20 910 daN i zmniejszonym jednostkowym zużyciu paliwa mają 1-stopniowy wentylator, 3-stopniową sprężarkę niskiego ciśnienia, 11-stopniową sprężarkę wysokiego ciśnienia, 2-stopniową turbinę wysokiego ciśnienia i 4-stopniową turbinę niskiego ciśnienia. W nowych silnikach serii -59 i -70 o ciągu 23 575÷24 240 daN (przewidywany wzrost do 26 700 daN) zwiększono średnicę wentylatora o 25 mm i liczbę stopni sprężarki niskiego ciśnienia do 4, w wyniku czego stosunek natężeń przepływu zmniejszył się do 4,8:1, a spręż całkowity wzrósł do 25:1. Temperatura przed turbiną została podwyższona do 1370÷1400°C. Silniki te mają zmniejszone jednostkowe zużycie paliwa w warunkach przelotowych $H=11 000$ m, $Ma=0,85$ do 0,636 kg/daNh, ich ciąg jednostkowy dochodzi do 33 daN/kg/s, a masa jednostkowa wynosi ok. 0,175 kg/daN. Obecnie projektowane są modyfikacje silnika JT9D-7A o ciągu od 17 300 do 20 500 daN przy zmniejszonym o ok. 4% jednostkowym zużyciu paliwa, zwiększonym do ok. 5,4:1 stosunku natężeń przepływu i zmniejszonym do ok. 20:1 sprężu.



Rys. 17. Silnik Pratt Whitney JT9D-3A o ciągu 19 350 daN i stosunku natężeń przepływu 5,2:1



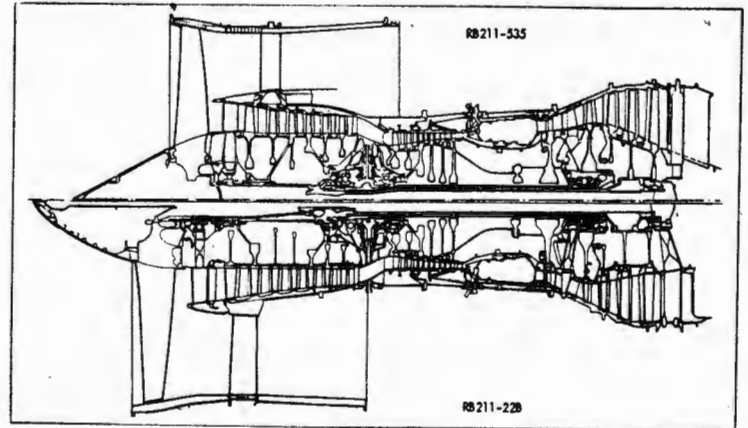
Rys. 18. Silnik General Electric CF6-6D o ciągu 17 790 daN i stosunku natężeń przepływu 5,7:1

Do końca marca 1978 r. wyprodukowano 1731 silników JT9D do samolotów Boeing 747 i McDonnell Douglas DC-10-40, na których wylatały one łącznie 25 mln h. Mają być również stosowane do napędu samolotów nowej generacji Boeing 767-200 i Airbus A310.

Pierwszy z rodziny silników General Electric CF6, CF6-6D o ciągu 17 790 daN, jest pochodną wojskowego silnika TF39 napędzającego samolot transportowy Lockheed C-5A Galaxy. Z silnika TF39 wykorzystano wytornicę z 16-stopniową sprężarką (z przestawialnymi łopatkami 7 wieńców kierowniczych) i 2-stopniową turbiną. Układ niskiego ciśnienia jest nowy i składa się z 1-stopniowego wentylatora, 1-stopniowego „booster” i 5-stopniowej turbiny. Stosunek natężeń przepływu wynosi 6,2:1, spręż 26,6:1, temperatura przed turbiną 1290°C, jednostkowe zużycie paliwa 0,355 kg/daNh, ciąg jednostkowy 29,2 daN/kg/s i masa jednostkowa 0,197 kg/daN. W wyniku wprowadzonych ulepszeń powstała wersja CF6-6D2 o ciągu 18 680 daN, która obecnie stanowi podstawę rozwoju silnika CF6-32. W nowszych wersjach serii -45, -50 i -55 16-stopniowa sprężarka wysokiego ciśnienia została zastąpiona sprężarką 14-stopniową, a liczba stopni sprężarki niskiego ciśnienia zwiększona z 1 do 3, co spowodowało zwiększenie natężenia przepływu przez kanał wewnętrzny. Wprowadzono poza tym zmiany w ułatkowaniu wentylatora, w celu zwiększenia natężenia przepływu przy niezmienionej średnicy wentylatora. Ponieważ w wyniku tych zmian nastąpiło zmniejszenie stosunku natężeń przepływu, możliwe było zmniejszenie liczby stopni turbiny niskiego ciśnienia z 5 do 4. Jeden z eksploatowanych silników serii -50, CF6-50A ma ciąg 21 796 daN przy stosunku natężeń przepływu 4,4:1, sprężu 28,6:1, temperaturze przed turbiną 1275°C, jednostkowym zużyciu paliwa 0,392 kg/daNh, ciągu jednostkowym 33,2 daN/kg/s i masie jednostkowej 0,174 kg/daN. W wyniku podwyższenia temperatury przed turbiną do 1380°C ciąg wersji CF6-50L wzrósł do 24 020 daN przy ciągu jednostkowym 36,6 daN/kg/s (jej spręż wynosi 31,4:1). Największy jak dotychczas ciąg będzie miał silnik CF6-55 — 24 900 daN.

Do końca marca 1978 r. sprzedano 1176 silników CF6, które na samolotach McDonnell Douglas DC-10 i Airbus A300 wylatały 12 mln h. Silnik CF6-6D2 jest brany pod uwagę jako napęd samolotu Boeing 767-200, a CF6-45B — samolotu Airbus A310.

Charakterystyczna dla trzeciej rodziny dużych silników, trójwałowych silników Rolls-Royce RB211, jest to, że ich ciąg jest zwiększany bez wprowadzania zmian w układzie zespołów silnika. Silniki te mają 1-stopniowy wentylator, 7-stopniową sprężarkę niskiego ciśnienia (jest ona osadzona na oddzielnym wale, razem z turbiną średniego ciśnienia), 6-stopniową sprężarkę wysokiego ciśnienia, 1-stopniową turbinę wysokiego ciśnienia, 1-stopniową turbinę średniego ciśnienia i 3-stopniową turbinę niskiego ciśnienia. Pierwszym silnikiem wprowadzonym do eksploatacji w 1973 r. — na samolotach Lockheed L-1011 Tristar — był RB211-22B o ciągu 18 060 daN. Dzięki udoskonaleniom zespołów ciąg został wkrótce zwiększony do 18 680 daN. Silniki serii -22 mają stosunek natężeń przepływu 5:1, spręż 27:1 i temperaturę przed turbiną ok. 1240°C oraz jednostkowe zużycie paliwa 0,350 kg/daNh, ciąg jednostkowy 30 daN/kg/s i masę jednostkową 0,154 kg/daN. W celu dalszego zwiększenia ciągu zmieniono ułatkowanie wentylatora, zwiększając natężenie przepływu powietrza z 626 do 658 kg/s oraz zmodyfikowano pierwsze stopnie sprężarki niskiego ciśnienia, zwiększając natężenie przepływu przez



Rys. 19. Porównanie przekroju silnika RB211-22B z przekrojem silnika pochodnego RB211-535

kanal wewnętrzny i spręż. Powstała w ten sposób seria -524, której pierwsza wersja RB211-524 o ciągu 21 350 daN została zastosowana do napędu samolotów Boeing 747, a następna RB211-524B o ciągu 22 240 daN jest wprowadzana do eksploatacji. Silniki te mają stosunek natężeń przepływu 4,4:1, spręż ok. 30:1, temperaturę przed turbiną ok. 1280°C, jednostkowe zużycie paliwa ok. 0,400 kg/daNh w warunkach startowych i ok. 0,650 kg/daNh w warunkach przelotowych $H=10\ 650$ m, $Ma=0,85$ i ciąg jednostkowy 31,5 — 34,0 daN/kg/s. W rozwoju znajdują się wersje -524C, -524D i -524G o ciągu od 22 910 do 24 470 daN.

Do końca maja 1978 r. sprzedano 635 silników RB211, które na samolotach Tristar i Boeing 747 wylatały 4,5 mln h. Stosunkowo niedużą liczbę sprzedanych silników i wylatanych godzin można tłumaczyć poważnymi trudnościami w początkowym okresie eksploatacji silników, gdy trzeba było zastąpić wykonane z tworzywa zbrojonego włóknem węglowym łopaty wentylatora łopatkami tytanowymi. Silniki RB211 przewidziane są również do napędu samolotów nowej generacji Boeing 767-200 (RB211-22D) i Airbus A310 (RB211-524).

Silniki JT9D, CF6 i RB211 osiągnęły w wyniku wielu lat eksploatacji dużą niezawodność: wskaźnik wyłączeń w locie wynosi obecnie ok. 0,1/1000 h, a wskaźnik nieprzewidzianej wymiany silnika zawiera się w granicach od 0,2/1000 h do 0,5/1000 h.

* * *

Z przedstawionych w II części artykułu kolejnych etapów rozwoju silników JT9D, CF6 i RB211 wynika pewna sprzeczność między omówionymi w I części tendencjami w budowie silników dwuprzepływowych do samolotów pasażerskich a konkretnymi kierunkami działania konstruktorów. Chodzi o to, że w kolejnych wersjach silników często następuje zmniejszenie stosunku natężeń przepływu, a w silnikach pochodnych, CF6-32 i RB211-535, również zmniejszenie sprężu i obniżenie temperatury przed turbiną. Należy jednak pamiętać, że w pierwszym przypadku wymagane było zwiększenie ciągu, w celu dostosowania silnika do potrzeb użytkowników, a w drugim — budowa silników o mniejszym ciągu przeznaczonych do napędu samolotów nowej generacji. Poważniejsze zwiększenie ciągu silnika przy stałej średnicy wentylatora możliwe jest przede

wszystkim przez zwiększenie natężenia przepływu przez kanał wewnętrzny, co powoduje zmniejszenie stosunku natężeń przepływu (korzystnym efektem jest towarzyszący temu wzrost sprężu całkowitego). Zwiększanie ciągu przez zwiększanie średnicy wentylatora jest sposobem mniej skutecznym, ze względu na spadek ciągu jednostkowego i nie zawsze możliwe z uwagi na ograniczenie gabarytowe. Natomiast najbardziej ekonomicznym rozwiązaniem silnika pochodnego o zmniejszonym ciągu jest wykorzystanie wypróbowanej wytownicy silnika podstawowego i zaprojektowanie nowego układu niskiego ciśnienia z wentylatorem o mniejszej średnicy i ze zmniejszonym sprężem w kanale wewnętrznym. Powoduje to jednak zmniejszenie stosunku natężeń przepływu i sprężu całkowitego, a także może wymagać obniżenia temperatury przed turbiną. Budowa silnika pochodnego pozwala na znaczne skrócenie cyklu rozwojowego i zmniejszenie ryzyka przedsięwzięcia, nie zapewnia jednak optymalnych parametrów obiegu cieplnego. Widać to z porównania silników RB211-535 i CF6-32 z zupełnie nowym silnikiem JT10D-132, który ma stosunek natężeń przepływu 6,2:1 i spręż 30:1, a także z silnikiem CFM56.

W przypadku uruchomienia nowych programów budowy silników można przewidywać dalszy wzrost stosunku natężeń przepływu, sprężu i temperatury przed turbiną,

mimo istniejących przeszkód. Jedną z poważniejszych przeszkód w zwiększaniu stosunku natężeń przepływu i sprężu jest towarzyszące im zmniejszanie się wymiarów łopatek ostatnich stopni sprężarkowych, a tym samym spadek sprawności sprężarki. Sądząc jednak po parametrach silnika JT10D-132 o stosunkowo niedużej wytownicy można przypuszczać, że w większych silnikach istnieją jeszcze pod tym względem poważne zapasy. Poza tym postęp w gazodynamice i konstrukcji silników umożliwi zmniejszenie średnicy sprężarek — a tym samym zwiększenie wymiarów łopatek — przez zwiększenie natężenia przepływu z jednostki powierzchni przekroju wlotowego. Natomiast dalsze podwyższanie temperatury przed turbiną będzie wymagać postępu w metodach chłodzenia łopatek turbin, jak np. wprowadzenia chłodzenia transpiracyjnego, oraz dopracowania nowych materiałów, np. monokryształów.

Należy jednak przy tym pamiętać, że konieczność spełnienia coraz ostrzejszych przepisów ekologicznych może wymagać w wielu przypadkach rezygnowania z podwyższania osiągnięć silnika, czy to stosując bardziej umiarkowane parametry obiegu cieplnego, czy też uciekając się do specjalnych środków obniżających poziom hałasu, jak np. pierścienie z wykładzinami wyciszającymi w kanale wlotowym wentylatora i tłumiki na wylocie kanału wewnętrznego, które zmniejszają ogólną sprawność silnika.

Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP I SITK

Wypowiedzi w dyskusji na VII KTP

Nakładem Naczelnej Organizacji Technicznej w trzecim kwartale 1978 r. opublikowane zostały skróty wypowiedzi dyskutantów w zespołach problemowych VII Kongresu Techników Polskich.*

Nas techników interesuje w szczególności przebieg dyskusji w I Zespole Problemowym: przemysły inwestycyjne. Bezpośrednio o lotnictwie wypowiedział się jedynie członek Zarządu Sekcji Lotniczej Zarządu Głównego SIMP, pracownik PZL-Warszawa-Okęcie mgr inż. F. Borodzick. Tym niemniej, wielu mówców zgłaszało wnioski i tezy, których treść jest aktualna dla branży lotniczej.

Przypomnijmy, że kol. Borodzick, w swoim przemówieniu, zwrócił uwagę na konieczność rozwoju technologii i powołania do życia placówek: inicjujących nowoczesne metody wytwarzania i materiałnie zainteresowanych wdrażaniem ich do produkcji. Postulował rozwój awioniki, bez której nie mogą dziś być produkowane statki powietrzne, wreszcie sygnalizował, że przemysł lotniczy w Polsce potrzebuje nowych, lepszych materiałów, gdyż warunkują one postęp konstrukcyjny i technologiczny.

Prof. dr inż. J. Buć (SIMP) zwrócił uwagę na nieprawidłową technologię obróbki cieplnej, która w 90% przypadków dopuszcza stosowanie zabiegu bez atmosfery ochronnej, co wymaga wprowadzania dla części zbędnych naddatków i obróbki mechanicznej.

Należy mieć pełną świadomość, że technologia produkcji decyduje w głównej mierze o wydajności pracy, o oszczędności materiałów, o kosztach wytwarzania i o jakości.

Wnioski doc. mgr inż. J. Pajaka (SIMP) pokrywają się z tezą inż. kol. Borodzicka. Domaga się on od przemysłów: hutniczego i chemicznego zabezpieczenia potrzeb w zakresie nowoczesnych, szlachetnych asortymentów tworzyw konstrukcyjnych, których zapotrzebowanie jest ilościowo niewielkie, lecz które stanowią trudną do uzyskania i kosztowną pozycję importu.

Inż. T. Florczak (SIMP) stwierdza, że informacje techniczne o właściwościach stosowanych materiałów są niedostateczne;

zwłaszcza brak danych zmęczeniowych w celu optymalizacji doboru materiałów. Postuluje wykorzystanie techniki cyfrowej.

Inż. J. Kozbiał (SIMP) informując o dynamicznym rozwoju przedsiębiorstw województwa karkuskiego (w latach 1976-1980 podwojenie produkcji, w czym jest blisko 50-procentowy udział eksportu) i poważnym ekspansje silników lotniczych — postuluje opracowanie i wdrożenie nowoczesnego systemu sterowania numerycznego obrabiarek (z możliwością zastosowania go do frezarek) oraz zorganizowanie banku części zamiennych dla maszyn importowanych.

Mgr inż. R. Chudziński (SIMP) alarmuje w sprawie — niemal całkowitego — zaniku kształcenia inżynierów specjalności silnikowej. Silniki spalinowe nie są objęte wykazem specjalności zatwierdzonym przez Ministerstwo Nauki, Szkolnictwa Wyższego i Techniki w 1974 r. Wzmiankę o kształceniu konstruktorów silników można znaleźć jedynie w komentarzu do specjalności Lotnictwo. Jeżeli ma się twórczo rozwijać zakupione licencje i stworzyć jeden z największych w Europie przemysłów — niezbędne jest pilne, intensywne kształcenie inżynierów silnikowców.

Nieekonomiczne wytwarzanie przez zakłady części znormalizowanych na własne potrzeby skłoniło inż. S. Kochnię (SIMP) do zgłoszenia wniosku o powołanie jednostki koordynującej produkcję elementów znormalizowanych oraz zorganizowanie ich sprzedaży w każdym makroregionie. Oczywiście lotnictwo musi mieć zagwarantowaną jakość dostaw (przyp. red.).

Doc. dr inż. T. Karpiński (SIMP) stwierdził w dyskusji, że działalność biur konstrukcyjnych i prototypowni nie można uznać za zadowalającą, a przede wszystkim to, że powszechnie traktuje się zaplecze naukowo-techniczne zakładu jako rezerwę dla produkcji.

Doc. dr inż. H. Orłowski (SEP) stwierdza, że obecnie nowoczesność elektronicznej aparatury kontrolno-pomiarowej hamowana jest przez limity środków dewizowych; postuluje, aby mechanizmy planowania i dystrybucji preferowały zakup elementów elektronicznych a nie całych urządzeń, do których wchodziły te elementy.

W związku ze zgłoszonym przez I Zespół Problemowy dezyderatem w sprawie rozwoju form marketingu — mgr inż. J. Garścia (SIMP) wzywa do organizowania spotkań z producentami firmami zagranicznymi i kontaktów prywatnych. Proponuje,

aby w ramach SIMP powołać zespół koordynacyjno-informacyjny dla aktywizacji eksportu.

Mgr inż. J. Figarski (SIMP) zgłosił dezyderat, aby w resortach i zjednoczeniach powstały komórki do analizy i realizacji wniosków przyjętych przez Kongres Techników Polskich. Ośrodki te zajęłyby się w pierwszym rzędzie inwentaryzacją i charakterystyką istniejących antybodźców.

Dr J. Szomański — prezes Urzędu Patentowego wystąpił z hasłami aktualnymi na co dzień dla stowarzyszeń i sekcji naukowo-technicznych:

Koła zakładowe wraz z klubami techniki i racjonalizacji powinny inicjować tematykę wynalazczą oraz współdziałać we wdrażaniu wynalazków do praktyki przemysłowej.

Wojewódzkie zarządy stowarzyszeń przy współpracy z oddziałami NOT powinny popularyzować najbardziej efektywne wynalazki.

Rada Główna Naczelnej Organizacji Technicznej oraz zarządy główne stowarzyszeń naukowo-technicznych — przy ustalaniu zasad zaliczania dorobku fachowego inżynierów i techników — powinny uwzględniać osiągnięcia wynalazcze.

Mgr inż. J. Chyliński, zastępca przewodniczącego Komisji Planowania przy Radzie Ministrów podsumował dyskusję w I Zespole Problemowym VII KTP. Stwierdził, że podstawowym warunkiem wdrażania automatyzacji jest elektroniczna. Opracowano kompleksowy program elektronicznej gospodarki narodowej zarówno w dziedzinie materiałów, jak również podzespołów i zespołów (obwodów scalonych i in.). Teza ta jest szczególnie ważna dla lotnictwa, które dziś — bez klimatu przychylnego rozwojowi awioniki — obyc się nie może (przyp. red.).

Przedstawiciel Komisji Planowania przy RM dał wyraz przekonaniu, że o pomyślnej realizacji zadań i kierunków rozwoju przemysłów inwestycyjnych w gospodarce narodowej zadecyduje postawa i zaangażowanie techników, inżynierów oraz innych pracowników przedsiębiorstw i instytucji. Musi być zwiększona odpowiedzialność za poziom i efektywność, za jakość i nowoczesność każdego rozwiązania technicznego. Jedyną drogą, aby twórcza krytyka inżynierów i techników była skuteczna — jest nadanie wyższej rangi kołom stowarzyszeń naukowo-technicznych, w szczególności w zakładach przemysłowych i zjednoczeniach.

* VII Kongres Techników Polskich, 22-24 kwietnia 1977, I Zespół Problemowy, Warszawa 1978, tom 2. Wydawnictwa Czasopism Technicznych NOT, na zlecenie Biura Rady Głównej NOT.

Lekki 2-3-miejscowy śmigłowiec wielozadaniowy

KONSTRUKCJA. Metalowa półkorupowa.

Kadłub. Składa się z centralnej kratownicy, szkieletu nośnego kabiny, obudowy kabiny i belki kadłubowej. Do centralnej kratownicy zamocowano: silnik wraz z instalacjami, przekładnię prasową, przekładnię główną, podwozie, nośny szkielet kabiny, belkę kadłubową, zespoły sterowania, przegrody ppoż., zbiorniki paliwa i osłony. Kratownica wykonana jest z rur stalowych chromomolibdenowych spawanych. Szkielet nośny kabiny przymocowany do centralnej kratownicy stanowią metalowe dźwigiary i wręgi. Obudowa kabiny z laminatu szklanego, szyby ze szkła organicznego lekko zabarwionego, dwoje drzwi bocznych oszklonych. W oszkleniu drzwi okienko wentylacyjne i kierownice powietrza wentylacyjnego. Belka kadłubowa konstrukcji podłużnicowo-wręgowej przymocowana do centralnej części kratownicy trzema śrubami. Przedłużenie belki tworzy rura ze stopu lekkiego, na której zamocowano przekładnię końcowa i śmigło ogonowe. Na wierzchu belki kadłubowej znajdują się wsporniki łożysk wału napędu śmigła ogonowego. W F-28 umieszczono górne światło przeciwkolizyjne na specjalnym wsporniku nad wałem, zastoso- wano prostokątny statecznik poziomy przedstawiany na ziemi oraz rurową osłonę śmigła ogonowego. W F-280 boczne światła pozycyjne i przeciwkolizyjne umieszczono na końcu dwutrapezowego statecznika poziomego zamocowanego na stałe oraz wpro- wadzono trapezowy statecznik kierunkowy, który wraz z płozą ogonową spełnia rolę zabezpieczenia śmigła ogonowego. Do ogrzewania kabiny służy wymiennik ciepła, wykorzystujący ciepło końcówki kolektora spalin silnika. Na żądanie firma dostarcza ogrzewacz naftowy wraz z kompletną instalacją.

Podwozie płozowe z amortyzatorami olejopowietrznymi. Na płozach można za- stawać zespoły kół przestawiane ręcznie, umożliwiające opuszczenie kół do trans- portu śmigłowca na ziemi lub uniesienie ich do lotu.

Zespół napędowy. Czterocyldrowy pla- ski silnik tłokowy AvcoLycoming H10-360C1A lub C1B lub E1AD o mocy star- towej i nominalnej 151 kW (205 KM) przy 2900 obr/min. oraz przelotowej 113 kW (154 KM) chłodzony powietrzem z instalacją wtrysku paliwa do rury ssącej. Masa silnika 146 kg. Paliwo o liczbie oktano- wej 100/130. Powietrze do chłodzenia sil- nika dostarcza wentylator zabudowany bez- pośrednio na końcówce wału napędowego silnika, spełniający równocześnie rolę koła zamachowego. Sposób zawieszenia silnika i przeniesienia mocy do przekładni głów- nej stanowi patent firmy Enstrom — USA nr 599635. Silnik ma integralny układ smarowania, do którego podłączono układ chłodzenia i kontroli parametrów oleju. Pojemność układu wynosi 9 l. Stan oleju w silniku jest kontrolowany miarką ba- getową.

Układ paliwowy. Dwa opadowe zbiorniki paliwa wykonane z tworzyw sztucznych,



równolegle połączone, po 58 l paliwa każ- dy. W prawym zbiorniku paliwomierz ply- wakowy. Pompa wspomagająca napędzana elektrycznie, pompa główna napędzana sil- nikiem.

Układ przenoszenia mocy. Moc z silnika na końcówkę wału napędu przekładni głównej przenosi pasowy układ. Wał na- pędu śmigła ogonowego sprzężony bezpo- średnio z ww. końcówką. Do przeniesie- nia napędu służy specjalny pas z wzdłuż- nymi profilami trapezowymi. Pomiędzy dolnym i górnym kołem pasowym — łącz- nik przejmujący obciążenie od napiecia pasa. W górnym kole sprzęgło jednokle- runkowe, zapewniające odłączenie silnika i pasowej przekładni w przypadku uszko- dzenia napędu oraz swobodne obracanie się wirnika głównego przy sprzężeniu ze śmigłem ogonowym w locie autorotacyj- nym. Wspornik napinacza pasa zawieszony na przekładni głównej. Napinacz pasa połączony z układem sterującym służącym do włączania, utrzymania odpowiedniego napiecia pasa i wyłączenia napędu. Moc doprowadzona przez układ pasowy główna przekładnia przenosi przez parę stożko- wych, krzywoliniowych kół zębatach Gleasona na wał wirnika nośnego. Koło talerzowe w postaci wienca przykręcane do płasty. Koło atakujące wykonane integral- nie wraz z wałkiem i podparte wysięgniko- wo zespołem łożysk tocznych. Przekładnia smarowana własnym niezależnym układem olejowym. Korpus przekładni mocowany bezpośrednio do centralnej kratownicy czę- ści kadłuba czterema śrubami. Przekładnia tylna moc doprowadzona przez wał na- pędowy przenosi przez parę kół stożkowych na śmigło ogonowe. Zazębienie kół typu Gleasona. Koło atakujące wykonane inte- gralnie wraz z wałkiem. Smarowanie po- wierzchni — rozbryzgowo. Do przekładni zalewa się 0,142 l oleju. Kontrola pracy odbywa się przez sprawdzenie poziomu oleju w wzierniku i sprawdzenie korka magnetycznego. Wał napędu śmigła ogo- nowego wykonany z jednego odcinka cten- kościennej rury stalowej, podpartej na pięciu łożyskach tocznych, mocowanych we wspornikach umieszczonych na belce

kadłubowej. Wewnętrzne łożysk tocznych podpierają wał gumowymi prze- kładkami bezpośrednio naklejonymi na wał. Na początku i końcu wału znajdują się sprzęgła wielowypustowe spełniające rolę podatnych przegubów. Sprzęgła połą- czone z wałem stożkowymi kołkami śru- bowymi. Łożyska wału i przeguby o kon- strukcji zamkniętej okresowo smarowane smarem stałym.

Wirnik nośny składa się z trzech łopat zawieszonych przegubowo. Łopaty o kon- strukcji całkowicie metalowej, klejone. Na uwagę zasługuje prosta konstrukcja łopat. Wirnik zamocowany jest do długiego dra- żonego wału wyjściowego z przekładni głównej. W płaszczyźnie wirnika zastosowano hydrauliczne tłumiki wahań łopat w płaszczyźnie obrotu oraz elastometryczne łożysko osłowe w przegubie osiowym, krzy- żakowy przegub poziomy i pionowy oraz układ dźwigni sterowania. Półsztywne śmigło ogonowe składa się z dwóch me- talowych łopat i piasty zawieszonych ko- łyskowo na wale, mającej osłowe przegu- by do sterowania skoku. W modelu F-28 śmigło ciągnące umieszczone z prawej stro- ny belki kadłubowej a w F-280 z lewej strony jako śmigło pchające, o wyższej sprawności.

Sterowanie. Typowe, okresowego prze- kręcania łopat, skoku ogólnego i mocy oraz sterowanie kierunkowe. W układzie okresowego sterowania zastosowano elek- tromechaniczne wyważenie (trymery). Prze- niesienie wychyleń pedałów sterowania kierunkowego na układ dźwigniowy zawie- szony na przekładni tylnej za pomocą sta- łowych linek. Pozostałe sterowanie — sztywne (popychacze i dźwignie). Tarcza sterująca zawieszona pod przekładnią główną. Przekazywanie impulsów od tar- czy sterującej do dźwigni przegubów osło- wych, płasty — trzema popychaczami, umieszczonymi wewnątrz wału wirnika.

Instalacja elektryczna. Jednoprzewodowy układ zasilania prądu stałego o napięciu 12 V z minusem na masie. Na życzenie — instalacja 24 V. Prądnicą napędzana sil- nikiem. Z prawej strony pilota w kabinie

DANE TECHNICZNE

Długość całkowita z wirnikiem	8,940 m
Szerokość całkowita z wirnikiem	8,585 m
Wysokość całkowita z wirnikiem	2,743 m
Szerokość kabiny	1,549 m
Szerokość podwozia (rozstaw płóz)	2,235 m
Srednica wirnika nośnego	9,754 m
Cięciwa łopat (stała)	241,3 mm
Profil (stały)	NACA 00135
Obciążenie tarczy wirnika	13,05 kg/m ²
Obciążenie mocy	3,49 kg/kW
Srednica śmigła ogonowego	1,420 m
Jednostkowe zużycie paliwa	0,309 kg/kWh (0,227 kg/KMh)
Obroty nominalne wirnika nośnego	330 obr/min.
Obroty przy autorotacji	313-385 obr/min.
Obroty nominalne śmigła ogonowego	2365 obr/min.
Masa paliwa	80 kg

Położenie środka masy (przed osią wirnika):
skrajne przednie
skrajne tylne

	F-28A	F-28C	203 mm 51 mm F-280C
Masa startowa	kg 975	997	997
Masa własna	kg 658	680	680
Masa użyteczna	kg 317	317	317
Prędkość maksymalna	km/h 180	180	188
Prędkość przelotowa	km/h 160	165	177
Wznoszenie	m/s 4,8	6,5	6,5
Pułap zawisu bez wpływu ziemi	m 1500	2500	2500
Pułap zawisu z wpływem ziemi	m 1700	3900	3900
Dopuszczalny pułap operacyjny	m 3000	4000	4000
Zasięg (bez rezerwy paliwa)	km 450	450	466
Długość lotu	h 3,0	3,7	3,7

znajduje się akumulator — służący przy rozruchu silnika jako źródło awaryjne.

Wposażenie. Śmigłowiec jest przewidziany do lotów z widocznością ziemi VFR. Bogate wyposażenie radionawigacyjne umożliwia loty również w ciężkich warunkach atmosferycznych. Istnieje możliwość dostawy śmigłowca z wyposażeniem IFR.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Prototyp śmigłowca Enstrom F-28 został oblatany w 1962 r., ulepszonej wersji F-28A w 1968 r., zaś odmiany F-280 w 1973 r. Enstrom Helicopter Corporation produkuje obecnie dwa śmigłowce F-28 i F-280. F-280 Shark (Rekin) różni się od F-28 bardziej

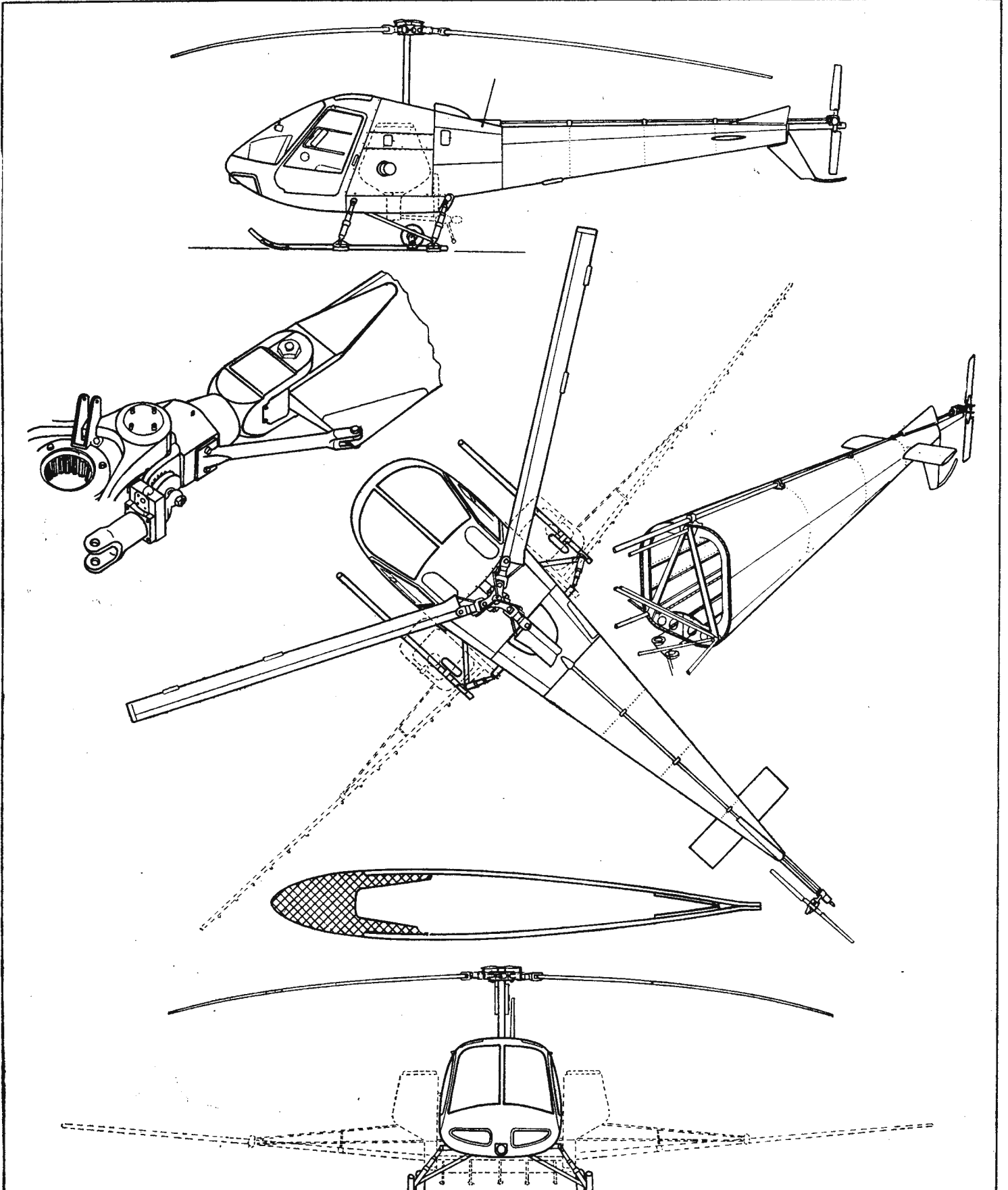
opływowym kształtem kadłuba, zmianą usytuowania śmigła ogonowego (ciągnącego na pchające), wprowadzeniem statecznika kierunkowego, nowym statecznikiem poziomym, zwartą budową tablicy przyrządowej i innymi udoskonaleniami. Wobec niewielkich różnic w konstrukcji omówiono F-28 z ewentualnymi uwagami dotyczącymi F-280. Śmigłowce charakteryzują się: prostą konstrukcją, estetycznym wyglądem, komfortowym wykończeniem wnętrza, niskim poziomem drgań, niskim poziomem hałasu, dobrą statecznością, łatwym pilotażem i obsługą, wysoką kinetyczną energią wirnika, wysoką żywotnością i niskimi kosztami eksploatacji. Śmig-

łowce Enstrom znajdują szerokie zastosowanie w USA, krajach Ameryki Południowej i Europie. Eksploatowane są w następujących wersjach:

- pasażerskiej — dyspozycyjnej (pilot + 2 pasażerów),
- szkolnej z podwójnym sterowaniem,
- rolniczej do opryskiwania i rozpylania chemikaliów (227 l),
- dźwigowej,
- pływakowej.

Każda z wymienionych wersji uzyskała świadectwo typu FAA. Wyprodukowano ponad 500 śmigłowców Enstrom F-28/F-280.

S. Trębacz, W. Błaszczak



Samolot wczesnego wykrywania i ostrzegania

KONSTRUKCJA. Całkowicie metalowy czterosiłnikowy odrzutowy dolnopłat.

Skrzydło. Obrys trapezowy, dwukrotnie łamany (przez zmianę skoku krawędzi spływu), skos 35° na 25% cięciwy, wznios 7°. Konstrukcja pięciosegmentowa, półskorupowa, dwudźwigarowa. W kesonach znajdują się integralne zbiorniki paliwowe. Część środkowa mieści wnęki podwozia głównego oraz zespoły instalacji hydraulicznej i klimatyzacyjnej. Na pośrednich częściach skrzydła znajdują się: zespoły podwozia głównego, trzy segmenty dwuszczelinowych klap nośnych, klapolotka, cztery segmenty spoilerów i wsporniki silników. Na zewnętrznych częściach skrzydła znajdują się lotki zaopatrzone w klapy wyważające. Lotki i klapolotki pracują w zakresie niskich prędkości, przy wyższych prędkościach sterowanie przechyleniem jest realizowane za pomocą klapolotek i spoilerów, lotki są blokowane w położeniu neutralnym i pracują tylko przy wysunięciu klap nośnych. Na całej rozpiętości skrzydła znajdują się klapy noskowe złożone z jedenastu segmentów. Krawędź natarcia wyposażona jest w instalację przeciwblozdeniową zasilaną ciepłym powietrzem ze sprężarek silników. Na górnych powierzchniach skrzydeł, w rejonie silników w wewnętrznych umieszczone są dwa rzędy turbulizatorów opływów.

Kadłub. Konstrukcja skorupowa o przekroju owalnym powstałym z nałożenia na siebie dwóch okręgów. Jest to modyfikacja kadłuba samolotu B-707-320. Wnętrze kadłuba dwupokładowe. Na pokładzie górnym znajdują się pomieszczenia załogowe: w przedniej części kabina pilotów, nawigatora i mechanika pokładowego, za nią kabina operatorów awioniki (zajmująca większą część długości kadłuba) mieszcząca dziewięć stanowisk obsługi układów oraz dwa stanowiska pomocnicze, obsługiwane przez 13 operatorów; w tylnej części kadłuba znajduje się przedział wypoczynkowy, wyposażony w 8 łóżek, 8 foteli i toaletę. Jedna zmiana załogi liczy 17 osób, w razie potrzeby na pokładzie mogą się znajdować dwie zmiany. Drzwi do pomieszczeń załogowych są rozmieszczone następująco: jedne drzwi z lewej strony kadłuba za kabiną pilotów, drzwi z obu stron kadłuba w jego tylnej części, dwie pary drzwi awaryjnych z obu stron kadłuba nad skrzydłem (rozmieszczone identycznie jak w samolocie B-707-320). Do opuszczania samolotu w locie służy specjalny szyb w przedniej części kadłuba, wyposażony w osłonę-deflektor. Pomieszczenia załogowe są klimatyzowane. Na poziomie pokładu dolnego znajduje się luk podwozia przedniego oraz dwie ładownie (przednia i tylna, przedzielone środkową częścią skrzydła) mieszczące bloki urządzeń łącznościowych, radiolokacyjnych i elektronicznych, a także zespoły instalacji pomocniczych, hydraulicznej i elektrycznej. Tylna część kadłuba jest wzmocniona (w stosunku do wyjściowego płatowca B-707-320) i niesie na dwóch opływowych wspornikach główną antenę radiolokacyjną na osłoniętą laminatową obudową — kopuła o kształcie dysku. Płaszczyzna dysku tworzy z osią kadłuba kąt 2,5°.

Usterzenie. Usterzenie w układzie klasycznym, obrys trapezowy, skos usterzenia poziomego 37° na krawędzi natarcia i 16° na krawędzi spływu, wznios 5°, skos usterzenia pionowego 35° na krawędzi natarcia i 11° na krawędzi spływu. Konstrukcja usterzeń półskorupowa. Kąt zaklinowania statecznika poziomego zmienny (serwomechanizm elektryczny, napęd awaryjny mechaniczny ręczny). Na obu powierzchniach statecznika poziomego umieszczono po jednym rzędzie turbulizatorów opływów. Stery wysokości wyważone aerodynamicznie, zaopatrzone w klapy odciążające i wyważające. Ster kierunku z klapką odciążającą. Noski stateczników wyposażone w elektryczną instalację przeciwblozdeniową.



żające i wyważające. Ster kierunku z klapką odciążającą. Noski stateczników wyposażone w elektryczną instalację przeciwblozdeniową.

Sterowanie. Serwomechanizmy elektryczne do sterowania powierzchniami sterowymi, instalacja sterowania zwielokrotniona.

Podwozie. Trójstopniowe, chowane hydraulicznie do przedniej części kadłuba (przednie) i piąta (główne). Podwozie przednie z kołami bliźniaczymi, sterowane hydraulicznie. Zespoły podwozia głównego z wózkami czterokołowymi. Konstrukcja podwozia identyczna jak w samolocie B-707.

Zespół napędowy. Cztery dwuprzepływowe silniki odrzutowe Pratt-Whitney TF33-PW-100/100A o ciągu 93,44 kN (= 9525 kg) każdy. Konstrukcja silnika: sprężarka niskiego ciśnienia z wentylatorem oraz sprężarka wysokiego ciśnienia mają łącznie 18 stopni, turbina wysokiego ciśnienia jest jednostopniowa, a turbina niskiego ciśnienia — trzystopniowa. Stosunek przepływów 1,43 : 1, wydatek masowy 213,8 kg/s, stopień sprężania 14,3 : 1. Silnik TF33 jest wojskową wersją znanego silnika JT3D (silników JT3D wyprodukowano doychczas ok. 5700, zaś TF33 — ok. 2800 szt.). W samolotach przeznaczonych dla odbiorców europejskich mają być użyte silniki turbowentylatorowe dwuprzepływowe CFM-56 o ciągu 97,86 kN (= 9975 kg). Konstrukcja silnika: sprężarka niskiego ciśnienia z wentylatorem — trzystopniowa, sprężarka wysokiego ciśnienia — 9-stopniowa, turbina wysokiego ciśnienia — czterostopniowa, turbina niskiego ciśnienia — jedno-stopniowa. Stosunek przepływów 6 : 1, wydatek masowy 376 kg/s, stopień sprężania 25 : 1. Silnik ten opracowany został przez firmy General Electric (USA) i SNECMA (Francja).

Instalacje. Hydrauliczna (dwa niezależne układy) — sterowanie podwoziem, napęd głównej anteny radiolokacyjnej. Paliwowa — integralne zbiorniki skrzydłowe o łącznej pojemności 90 840 l, automatyka na każdym silniku, możliwość tankowania paliwa w locie. Elektryczna — 8 generatorów 600 kVA (po dwa na każdym silniku), zasilia sterowanie płatowcem i pozostałymi instalacjami oraz wszystkie pokładowe urządzenia elektroniczne. Klimatyzacyjna — zapewnia właściwe warunki pracy załogi i urządzeń, zasilana jest ze sprężarek silników. Przeciwblozdeniowa — w noskach skrzydeł zasilana gorącym powietrzem ze sprężarek silników, w noskach usterzeń — elektryczna.

Awionika. Radar trójwymiarowy Westinghouse z wieloczynnościową, chłodzoną płynem anteną umieszczoną nad kadłubem, roboczą prędkość obrotowa anteny — 6 obr/min (podczas smarowania łożyska głównego prędkość zostaje zmniejszona do 0,25 obr/min). Antena pracuje w pasmie S — 1550÷5200 MHz, są na niej umieszczone anteny urządzenia identyfikacyjnego IFF („swoj-oby”) i wykrywacza źródeł promieniowania elektromagnetycznego Tadi-C. Do przetwarzania danych służy

komputer IBM4PICC-I wykonujący 750 000 operacji na sekundę, przy czym maksymalna pojemność wejście/wyjście wynosi 710 000 słów/s, a pojemność pamięci (taśmowej) wynosi 802 816 słów z możliwością zwiększenia do 1 204 224 słów. Systemy elektroniczne są zaopatrzone w urządzenia przeciwblozdeniowe. Zasieg aparatury wykrywającej wynosi 400 km przy wysokości lotu 11 000 m i 300 km przy wysokości lotu 7000 m, może ona przy tym obserwować (tj. przetwarzać parametry lotu i przynależność) równocześnie ponad 200 samolotów latających na różnych pułapach (w tym nawet poniżej 150 m). W skład wyposażenia nawigacyjnego wchodzi: zdwojone bloki układów bezwładnościowych AN/ASN-119 (Delcro Carousel IV), bloki Northrop AN/ARN-120 Omega oraz Ryan AN/APN-213. Urządzenia łączności umożliwiają przekazywanie informacji tekstem otwartym lub szyfrowanym zarówno w postaci mowy jak i w postaci cyfrowej. Urządzenie do identyfikacji „swoj-oby” z blokiem Cutler-Hammer AN/APX-103 może łączyć kilka funkcji, podając np. dane o odległości, namiarze, wysokości lotu i przynależności obserwowanych samolotów. Anteny urządzeń nadawczych różnego rodzaju w liczbie kilkudziesięciu są rozmieszczone na całym płatowcu.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI: E-3A Sentry jest kolejną modyfikacją znanego od wielu lat płatowca Boeing B-707. Na początku lat siedemdziesiątych okazało się, że istniejący w krajach paktu NATO system dowodzenia i naprowadzania NADGE jest niewystarczający, gdyż nie jest w stanie wykryć samolotów lecących z dużą prędkością na małym pułapie. Dopracowano więc rozwijany już w latach sześćdziesiątych system nowej generacji — AWACS (Airborne Warning and Control System — system wczesnego wykrywania i dowodzenia), który ma w przyszłości zastąpić całkowicie dotychczasowe systemy, reprezentowane obecnie przez samoloty F-2C Hawkeye (p. Kartoteka TLiA 12/77) i Nimrod. Przewidywana obecnie cena jednego samolotu wynosi ok. 105 mln dolarów (bez urządzeń naziemnych), zaś całego systemu ok. 3 mld dolarów. Pierwsze prace nad samolotem rozpoczęto w roku 1970 (w 1967 r. ustalono ostatecznie założenia systemu). Zakłady Boeing w Seattle przebudowały odnowionego 2 samoloty B-707-320 — aby można było przeprowadzać próby z głównymi radiolokatorami. Oba samoloty były gotowe w 1972 r., nadano im oznaczenie EC-137D. Następnie samolot otrzymał oznaczenie E-3A jako pierwszy samolot przedserijnowy. Pierwszy lot E-3A odbył się 24 lutego 1975 r. Drugi samolot wystartował w sierpniu 1975 r., trzeci na początku 1976 r. Samoloty wkończystywano przy tym również jako latające stacje transmisyjnych danych. Pierwsza seria 16 samolotów dla lotnictwa USA ma być ukończona w 1982 r. Pierwszy serwiny samolot przekazano do normalnej eksploatacji w marcu 1977 r., pięć dalszych wkrótce.

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość 44,42 m
 Długość 46,61 m
 Wysokość 12,94 m
 Rozpiętość usterzenia poziomego 13,92 m
 Rozpiętość usterzenia pionowego 7,68 m
 Długość kadłuba 43,58 m
 Wysokość kadłuba 43,33 m
 Szerokość kadłuba 3,76 m
 Rozstaw silników wewnętrznych 20,12 m
 Rozstaw silników zewnętrznych 31,65 m
 Rozstaw podwozia 6,73 m
 Baza podwozia 16,97 m
 Długość przedniej ładowni 8,21 m

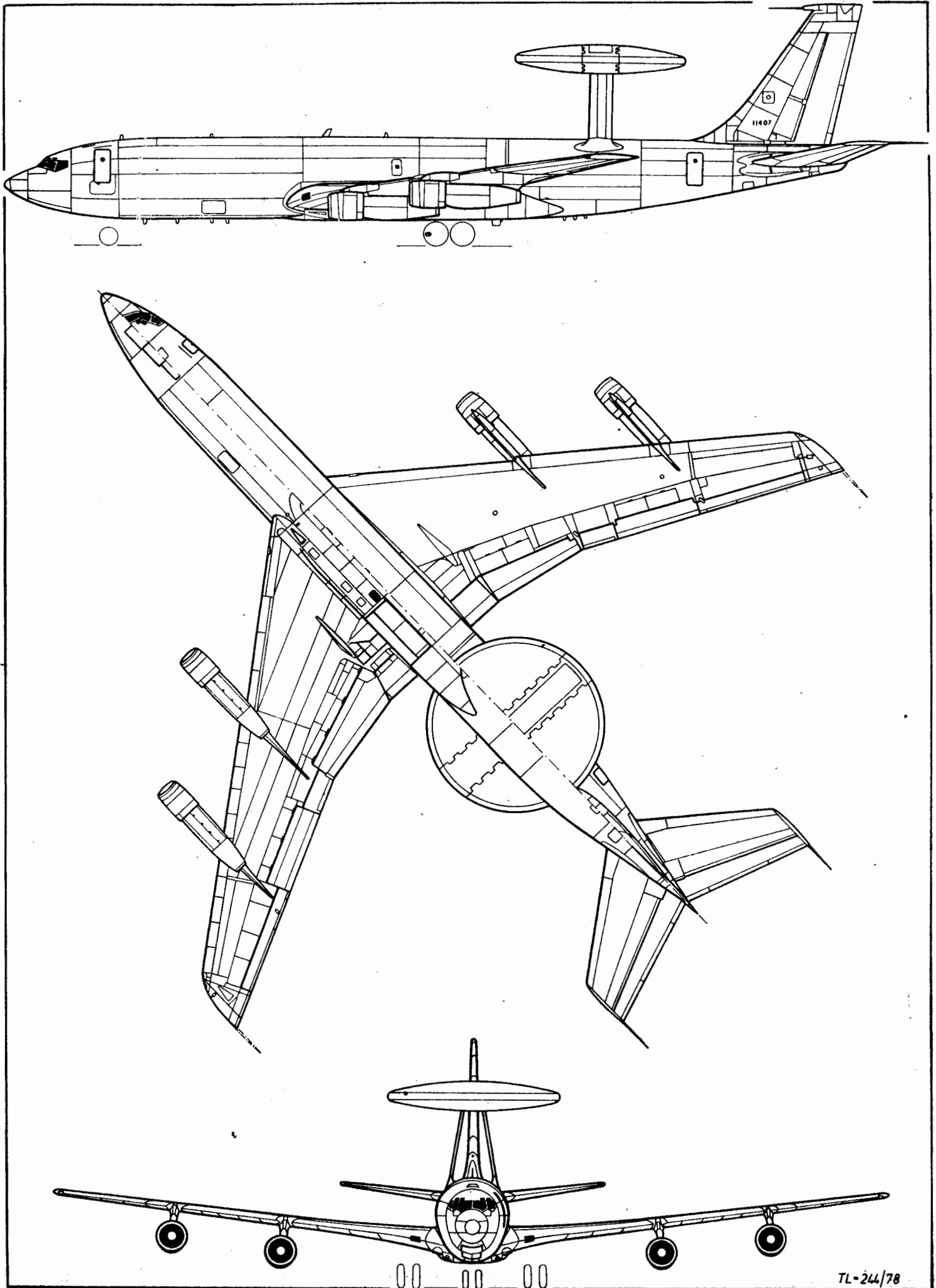
Długość tylnej ładowni 9,83 m
 Średnica kopuły radaru 9,14 m
 Grubość kopuły radaru 1,83 m
 Odległość kopuły od kadłuba 3,35 m
 Powierzchnia nośna 283,40 m²
 Masa własna 77 964 kg
 Masa kopuły z radarem 5349 kg
 Masa startowa norm. 147 316 kg
 Masa startowa maks. 151 316 kg
 Obciążenie powierzchni nośnej norm. 519,8 kg/m²
 Obciążenie powierzchni nośnej maks. 533,9 kg/m²
 Obciążenie ciągu norm. 394,15 kg/kN (= 3,87 kg/kg)
 Obciążenie ciągu maks. 404,85 kg/kN (= 3,97 kg/kg)
 Prędkość maks. (H = 7620 m) 1010 km/h
 Prędkość przelotowa (H = 7620 m) 966 km/h

Prędkość ekonomiczna
Wznoszenie ($H = 0$)
Pułap praktyczny
Długość startu na 15 m (masa maks.)

886 km/h
20,3 m/s
14 600 m
2453 m

Długość lądowania z 15 m
Zasięg (bez uzupełniania paliwa)
Długotrwałość lotu

1128 m
9915 km
11,5 h
T.M.



TL-244/78

Charakterystyki ciężarowe

śmigłowców (III)

Transmisja

Masę transmisji (szczególnie głównych reduktorów) określa wzór: $m_{tr} = c_{2r} M_o$ gdzie: M_o — moment obrotowy na wirniku. Wzór zapewnia dokładność, jeśli moment obrotowy jest bliski co do wielkości momentowi pierwowzoru, gdyż nie uwzględnia faktu skali. Dokładniejszą ocenę masy zapewnia szeroko stosowany wzór $m_{tr} = c_{1tr} (M_o)^{c_{2tr}}$

$$\text{lub } m_{tr} = c_{1tr} \left(\frac{N_{tr} D}{\omega R} \right) c_{2tr}$$

Z analizy danych statystycznych $c_{2tr} = 0,7 \div 0,83$. Proponowany wzór $m_{tr} = c_{tr} (N_{tr} \cdot D/R \omega)^{0,8}$, gdzie: $c_{tr} = 11,2$ — dla jednowirnikowych; $c_{tr} = 15,1$ — dla dwuwirnikowych w tandem. Masę wałów transmisji dla określonych parametrów wału (grubość względna, dopuszczalne naprężenia) określa wzór:

$$m_{wat} = c_{wat} \cdot l_{wat} \cdot M_o^{2/3}$$

gdzie: $c_{wat} = 0,0137 \div 0,0183$ zależnie do materiału i rozmiarów.

$$M_{o, rozr} = 9555,2 \cdot n_e \cdot f \cdot \frac{\Sigma N_s}{z \cdot n_{wat} \cdot z_{wat}} \text{ [Nm]}$$

gdzie: — ΣN_s — sumaryczna moc silników, z_{wat} — liczba wałów, n_{wat} — obroty wału, f — współczynnik bezpieczeństwa, n_e — współczynnik przeciążeń eksploatacyjnych. Zakładając, że masa reduktorów pośrednich (łącznie z ogonem) jest proporcjonalna do masy głównych reduktorów a część masy transmisji zależy od mocy przez nie przekazywanej i dopuszczając obecność elementów konstrukcji o masie zależnej od masy startowej, otrzymamy rozwinięty wzór:

$$m_{tr} = c_{1tr} N_{tr} + c_{2tr} N_{tr} D / \omega R + c_{3tr} m$$

Dla współczesnych śmigłowców z konstrukcją transmisji zbliżoną do typu Sikorsky CH-53A średnio

$$c_{1tr} = 0,136, \quad c_{2tr} = 1,77, \quad c_{3tr} = 0,007$$

Wirnik nośny

Wzór na określenie masy łopaty z warunku, że masa dźwigara związana jest z momentem gnącym, proporcjonalnym do mgD/k a masa pozostałych części jest średnio proporcjonalna do powierzchni łopaty, ma postać:

$$m_i = c_{1i} mgD + c_{2i} \sigma \cdot D^2$$

gdzie: dla łopat przegubowych $c_{1i} = 0,000169$, $c_{2i} = 7,14$.

Masy łopat z półsztywnym i bezprzegubowym zamocowaniem w głowicy są średnio o 40% większe w porównaniu z łopatami mocowanymi przegubowo.

Oto półempiryczny wzór dla oceny masy łopaty, przewidyujący zmianę masy łopaty w zależności od warunków ich zwisu i sztywności.

$$m_i = 0,316 \cdot z (\dot{m} n_o k_{kr})^{0,438} (1 - \bar{r}_o)^{0,438}$$

$$R^{1,75} \left(\frac{R^{0,6}}{k_{zw} c_b} \right)^{0,438}$$

gdzie:

\dot{m} — obl. masa śmigłowca przypadająca na 1 wirnik
 $\dot{m} = 0,6$ m śmigłowca w układzie tandem
 n — obliczeniowy współczynnik obciążeń
 k_{kr} — współczynnik typu wirnika; $k_{kr} = 1$ dla łopat przegubowo zawieszonych, = 2,2 dla łopat z półsztywnym i bezprzegubowym zawieszeniem
 k_{zw} — współczynnik charakteryzujący warunki zwisu łopat; $k_{zw} = 488$ dla jednowirnikowego; = 585 dla dwuwirnikowego z tandem

c — względna grubość łopaty na promieniu $0,25 = \bar{r}$ wyrażenie $(R^{0,6}/k_{zw} c_b)$ przyjmuje się = 1 jeśli obliczeniowo wypada < 1

z — liczba wirników

\bar{r}_o — względna odległość od osi wirnika do węzła mocowania łopaty

$\bar{b} = b/R$, b — cięciwa łopaty.

Dla masy głowicy wirnika określającym czynnikiem jest siła odśrodkowa łopaty. Przy tym powierzchni przekroju ramion głowicy, stanowiących główną część jej masy, są proporcjonalne do siły odśrodkowej łopaty.

$$m_{gi} = c_{1gi} m_i (\omega R)^2 + c_{2gi} m$$

W ten wzór wchodzi masa tarczy sterującej.

$$c_{1gi} = 1,85 \cdot 10^{-5}, \quad c_{2gi} = 0,015$$

Wzór ten dotyczy klasycznych głowic przegubowych wirników. Całkowita masa wirnika $m_w = m_i + m_g$.

W przypadku znanych danych pierwowzoru z parametrami bliskimi rozpatrywanym, przy określeniu masy konkretnego wirnika obliczone wg powyższych wzorów wielkości masy proponuje się skorygować odpowiednio do wielkości współczynnika poprawkowego, równego stosunkowi rzeczywistej masy wirnika-pierwowzoru do obliczonej wg ww. wzorów masy.

Dla wirników ze składanymi na postoju łopatami masę mechanizmu składania łopat można określić jako

$$m_{m skt} = 0,075 m_i$$

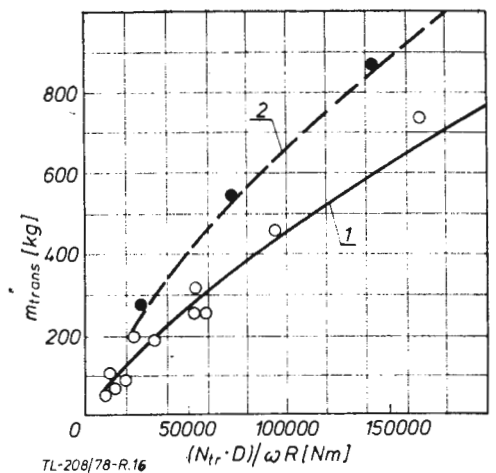
TABLICA 4. Transmisja

Nazwa	m_{tr} g · [kg]	m_{gred} g · [kg]	N_{tr} [kW]	m g · [kg]	D [m]	R [m/s]	\bar{m}_{tr}
Śmigłowce z silnikami tłokowymi							
47J-2	68		191	1 293	11,3	197	0,053
12E-4	85		224	1 250	10,8	208	0,068
S-55	249		515	3 400	16,1	148	0,073
S-58	446	290	1120	6 350	17,1	200	0,07
S-56	1120		3030	14 560	21,95	219	0,077
HUP-2	267		386	2 767	10,7	153	0,096
H-21C	536		1050	6 520	13,4	195	0,082
Śmigłowce z silnikami turbinowymi							
OH-6A	50,6	36	202	1 090	8,03	200	0,046
OH-5A	91		233	1 150	10,8	204	0,079
SE-3130	75		298	1 500	10,2	192	0,05
XH-51A	200		405	1 680	10,67	198	0,119
S-59	127		312	1 900	10,7		0,067
204B	244	173	808	3 856	13,41	228	0,063
S-62	258		655	3 400	16,15	180	0,076
S-61	735	503	2200	8 620	18,9	208	0,085
S-64	1650		5850	15 650	21,95	216	0,105
CH-53A	1723	1328	5150	15 875	22,02	214	0,108
CH-46A	865		1835	9 706	15,24	199	0,089
CH-47A	1500		3900	14 970	18,02	211	0,1
CH-47B	1605		4200	18 144	18,30	227	0,088

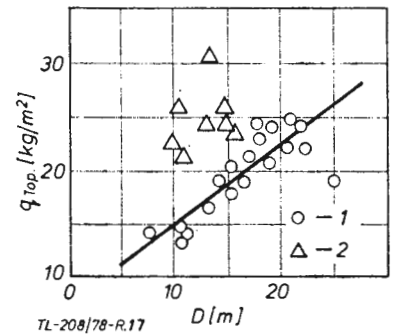
TABLICA 5. Wiernik nośny

Nazwa	m_{10} g · [kg]	m_l g · [kg]	m_g g · [kg]	m g · [kg]	D [m]	σ	ωR [m/s]	z	\bar{m}_w	\bar{m}_l	\bar{m}_g
Śmigłowce jednowirnikowe											
OH-6A	79	38	41	1 090	8,3	0,0546	200	4	0,0725	0,0349	0,0376
47J-2	128			1 293	11,32	0,035	197	2	0,099		
OH-5A	106			1 150	10,8	0,031	204	2	0,092		
OH-58A		86,3		1 362	10,8	0,0393	200	2		0,063	
12E-4	141	81	60	1 320	10,8	0,034	208	2	0,107	0,0614	0,0454
CH-1C	160			1 405	10,67	0,0394		2	0,114		
SE-3130	162			1 500	10,2	0,0495	192	3	0,108		
XH-51A		117	98*)	1 680	10,67	0,0615	198	3		0,07	0,058
S-59	197	94	103	1 900	10,7	0,074		4	0,104	0,0495	0,0542
Bo-105	120		72*)	2 010	0,82	0,0704	205	4		0,06	0,036
204B	173		160*)	3 856	13,41	0,051	228	2		0,045	0,042
UH-1A		155	113*)	2 656	13,41	0,036	214	2		0,058	0,042
S-55	377	192	185	3 400	16,15	0,0493	148	3	0,11	0,0565	0,0544
S-62	376	192	184	3 629	16,15	0,0493	180	3	0,104	0,053	0,051
S-58	617	296	321	5 900	17,07	0,0622	200	4	0,104	0,05	0,054
AH-56A		501	493*)	7 700	15,4	0,118	198	4		0,065	0,064
S-61R		464	388*)	8 845	18,9	0,078	207	5		0,052	0,044
S-61L		455	453	8 620	18,9	0,078	208	5		0,053	0,053
SA-321	1328	672	656	12 000	18,9	0,101	200	5	0,111	0,056	0,055
S-56	1661	793	868	14 060	21,95	0,087	219	5	0,118	0,056	0,062
S-64	2045	960	1085	15 650	21,95	0,105	213	6	0,13	0,061	0,069
CH-53A		962	897*)	15 875	22,02	0,115	214	6		0,061	0,056
Śmigłowce dwuwirnikowe											
HUP-2		145,3	102*)	2 608	10,7	0,0546	156	2×3		0,056	0,039
HUP-4		145	123*)	2 940	10,7	0,0586	172	2×3		0,049	0,042
H-21C	622	308	314	6 520	13,4	0,065	195	2×3	0,095	0,047	0,048
CA-113A		387	401*)	8 482	15,24	0,058	199	2×3		0,046	0,047
CH-46A		378	422*)	8 813	15,24	0,058	199	2×3		0,043	0,048
CH-46F		447	422*)	9 435	15,24	0,0584	207	2×3		0,047	0,045
CH-47A	1476	732	744	12 950	18,02	0,062	211	2×3	0,114	0,057	0,057
CH-47B		858	660*)	14 970	18,29	0,067	227	2×3		0,057	0,044

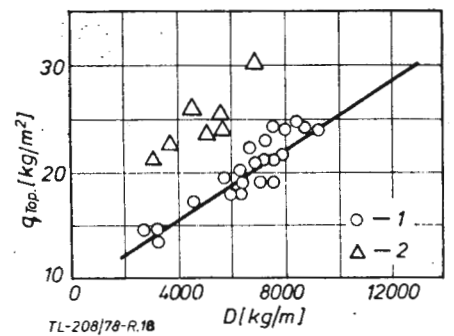
*) bez masy tarczy sterującej



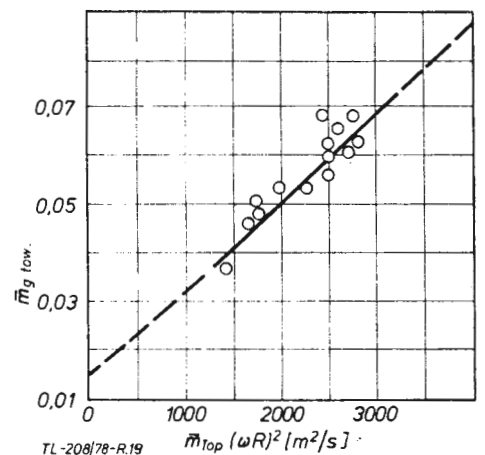
Rys. 16. Zmiana masy transmisji w zależności od parametru $N_{tr}D/\omega R$: 1 — jednowirnikowe; 2 — dwuwirnikowe



Rys. 17. Zmiana względnej masy łopaty ze wzrostem parametru $(\rho) \cdot D$: 1 — zamec. przegubowe; 2 — zamec. półsztywne



Rys. 18. Zmiana jednostkowej masy łopaty ze wzrostem parametru $(\rho/a) \cdot D$: 1 — zamec. przegubowe; 2 — zamec. półsztywne



Rys. 19. Zmiana względnej masy piasty zależnie od parametru $m_l(\omega R)^2$

Na podstawie „Wiesowyje charakterystyki wiertoleta i ich przedwaritelnyj rasczet” G. K. Zustrina, W. W. Kronsziadtowa, Moskwa 1978, Maszynostrojente opracował Michai Skrzuczi.

OCHRONA PRZED
OBLODZENIEM

- 1 — groźba oblodzenia
- 2 — lód
- 3 — oblodzenie
- 4 — warstwa lodu
- 5 — osadzanie lodu, gromadzenie l.
- 6 — zamarzanie szyb
- 7 — warunki oblodzenia
- 8 — strefa o.
- 9 — wychwytywanie kropel (przez profil)
- 10 — zawartość wody w chmurze
- 11 — (minimalny) poziom zamarzania
- 12 — intensywność oblodzenia
- 13 — stan przechłodzenia
- 14 — oblodzenie lekkie
- 15 — o. średnie, o. umiarkowane
- 16 — o. intensywne, o. ciężkie
- 17 — chmury przechłodzone
- 18 — ch. lodowe
- 19 — lód szklisty
- 20 — lód matowy, szadź
- 21 — szron
- 22 — wykrywacz lodu, sygnalizator oblodzenia
- 23 — czujnik sygnalizatora oblodzenia, sonda s.o.
- 24 — (elektromechaniczny sygnalizator o., obrotowy s.o. przetowy s.o.
- 25 — membranowy s.o., ciśnieniowy s.o.
- 27 — radioizotopowy s.o.
- 28 — źródło radioaktywne, ź. promieniowania
- 29 — jonizacja
- 30 — licznik cząstek
- 31 — reflektor oświetlenia usterezenia poziomego
- 32 — ochładzanie
- 33 — ochrona przed oblodzeniem
- 34 — odładzacz, urządzenie odłodziowe
- 35 — u. przeciwołodziowe
- 36 — odładzacz mechaniczne, o. pneumatyczne, protektory
- 37 — komora protektora, dętka
- 38 — odładzacz cieplny
- 39 — ogrzewanie cykliczne
- 40 — o. ciągłe
- 41 — odładzanie ciepłym powietrzem
- 42 — o. elektryczne
- 43 — (gumowa) nakładka grzejna
- 44 — element grzejny
- 45 — (mata grzejnika, słatka grzewcza)
- 46 — drut oporowy, d. grzejny
- 47 — podgrzewanie rurki Pitota
- 48 — szyba ogrzewana elektrycznie
- 49 — odmgławianie szyb
- 50 — włóknowy system ogrzewania
- 51 — warstwowy s.o.
- 52 — warstwa przewodząca
- 53 — warstwa metaliczna, w. złota
- 54 — w. tlenkowa
- 55 — szyba zewnętrzna
- 56 — (między)warstwa sprężysta
- 57 — szyba wewnętrzna
- 58 — jednostkowe obciążenie cieplne
- 59 — termistor, opornik cieplny
- 60 — mechanizm programowy, programator
- 61 — odładzacz cieczowy
- 62 — ciecz odłodziowa, c. odładzająca, c. przeciwołodziowa, środek przeciwołodziowy

K.D.

ICE PROTECTION

- 1 — ice menace
- 2 — ice
- 3 — icing
- 4 — ice layer
- 5 — i. accretion, i. formation
- 6 — windshield icing
- 7 — icing conditions, ice forming c.
- 8 — icing zone
- 9 — water drop impingement (on airfoil)
- 10 — liquid water content
- 11 — freezing level
- 12 — icing severity
- 13 — supercooled condition
- 14 — light icing
- 15 — moderate i.
- 16 — severe i., heavy i.
- 17 — supercooled clouds
- 18 — ice (crystal) c.
- 19 — clear ice, glaze i., slick i.
- 20 — rime i., marble i.
- 21 — frost
- 22 — ice detector, ice warning (device)
- 23 — i. detector probe
- 24 — (electromechanical) rotary i. d.
- 25 — "hot-rod" ice detector probe
- 26 — pressure i. d.
- 27 — radioisotope i.d.
- 28 — radioactive source, radiation s., emitter
- 29 — ionisation
- 30 — particle counter
- 31 — stabilizer light
- 32 — de-icing
- 33 — anti-icing
- 34 — de-icer
- 35 — anti-icer
- 36 — de-icing overshoes, pneumatic de-icing boots
- 37 — tube
- 38 — thermal de-icer
- 39 — cyclic heating
- 40 — constant h.
- 41 — hot-air de-icing
- 42 — electrical de-icing
- 43 — (rubber) de-icer shoe
- 44 — heating element
- 45 — heater mat, h. grid
- 46 — resistance wire
- 47 — Pitot-head heating
- 48 — electrically heated transparency, e. h. windshield
- 49 — windshield de-misting
- 50 — filament electric heating system
- 51 — film e.h.s.
- 52 — conducting film
- 53 — metal film, gold f.
- 54 — oxide f.
- 55 — outer glass
- 56 — elastic interlayer
- 57 — inner glass
- 58 — specific heat load
- 59 — thermistor
- 60 — (electric) cyclic timer
- 61 — fluid de-icer
- 62 — de-icing fluid

K.D.

DER VEREIS-
SUNGSSCHUTZ

- 1 — die Eisgefahr, die Vereisungsgefahr
- 2 — das Eis
- 3 — die Eisebildung, die Vereisung
- 4 — die Eisschicht
- 5 — der Eisansatz, die Eisebildung
- 6 — die Scheibenvereisung
- 7 — die Vereisungsverhältnisse
- 8 — die Vereisungszone
- 9 — der Wassertropfenfang
- 10 — der Wolkenwassergehalt
- 11 — (das Gefrierniveau, der Gefrierpunkt)
- 12 — die Eisebildungsintensivität
- 13 — (der) unterkühlter Zustand
- 14 — (die) schwache Vereisung
- 15 — (die) mässige V.
- 16 — (die) schwere V.
- 17 — (die) unterkühlten Wolken
- 18 — die Eiswolken
- 19 — das Klareis
- 20 — (das) lockeres Eis, das Matteis
- 21 — das Rauheis
- 22 — der Vereisungsanzeiger, der Vereisungsmelder, das Eiswarngerät, das Eisfühlergerät
- 23 — der Vereisungsgeber
- 24 — elektromechanisches Eiswarngerät
- 25 — der Stab-Vereisungsgeber
- 26 — der Membrandosen-Vereisungsmelder, der Druckluft-V.
- 27 — das Radioisotop-Eiswarngerät, radioaktives E.
- 28 — die Strahlungsquelle
- 29 — die Ionisation
- 30 — der Teilchenzähler
- 31 — (der) Höhenleitwerk-Übersichtsschleimwerfer
- 32 — die Eiseentfernung, die Enteisung, das Enteisungsverfahren
- 33 — der Vereisungsschutz
- 34 — der Enteiser, der Eiseentferner, die Enteisungsanlage, das Enteisungsgerät
- 35 — das Vereisungsschutzgerät
- 36 — mechanische Enteisung, die Druckluft-E.
- 37 — der Gummischlauch, die Gummihaut
- 38 — (der) thermischer Enteiser
- 39 — (die) zyklische Heizung
- 40 — die Dauerheizung
- 41 — der Heissluftenteiser
- 42 — (die) elektrisch-thermische Enteisung
- 43 — das Heizelement, der Heizbelag
- 44 — das Heizelement
- 45 — das Heizungsgitter
- 46 — der Heizdraht
- 47 — die Heizung des Pitot-Rohres
- 48 — elektrisch heizbare Scheibe
- 49 — die Scheiben-Entnebelung
- 50 — das Drahtheizungssystem
- 51 — das Schichtheizungssystem
- 52 — (die) stromführende Schicht
- 53 — die Metallschicht, die Goldschicht
- 54 — die Oxidschicht
- 55 — (die) äussere Schelbe
- 56 — (die) elastische Zwischenschicht
- 57 — (die) innere Schelbe
- 58 — (die) spezifische Wärmebelastung
- 59 — der Thermistor, der Heissleiterwiderstand
- 60 — der Programm-Mechanismus
- 61 — der Flüssigkeitsenteiser
- 62 — die Enteisungsflüssigkeit, das Enteisungsmittel

K.D.

ПРОТИВООБЛЕДЕНИ-
ТЕЛЬНАЯ ЗАЩИТА

- 1 — Опасность обледенения
- 2 — Лёд
- 3 — Обледенение
- 4 — Слой льда
- 5 — Нарастание льда, отложение льда, образование льда
- 6 — Обмерзание стекол
- 7 — Условия обледенения
- 8 — Зона о.
- 9 — Улавливание капель
- 10 — Водность облаков
- 11 — Нижняя граница обледенения
- 12 — Интенсивность о.
- 13 — Состояние переохлаждения
- 14 — Легкое обледенение
- 15 — Умеренное о.
- 16 — Интенсивное о.
- 17 — Переохлажденные облака
- 18 — Кристаллические облака, ледяные о.
- 19 — Гладкий лёд, гололёд
- 20 — Матовый л.
- 21 — Изморозь, иней
- 22 — Сигнализатор обледенения
- 23 — Датчик сигнализатора о.
- 24 — (электро)механический с.о.
- 25 — с.о. штырькового типа
- 26 — с.о. мембранного типа, пневмоэлектрическое реле
- 27 — радиоизотопный с.о.
- 28 — радиоактивный источник, и. излучения
- 29 — ионизация
- 30 — счётчик заряженных частиц
- 31 — фара подсвета стабилизатора
- 32 — устранение обледенения
- 33 — противообледенительная защита
- 34 — противообледенитель
- 35 — механические противообледенители, пневматические п., протекторы
- 36 — камера протектора
- 37 — тепловой противообледенитель
- 38 — циклический нагрев
- 39 — постоянный нагрев, тепловой нож
- 40 — воздушно-тепловой противообледенитель
- 41 — электро-тепловой п.
- 42 — нагревательная накладка
- 43 — нагревательный элемент
- 44 — нагревательная сетка
- 45 — нагревательная проволока
- 46 — обогрев приемника воздушных давлений
- 47 — электрообогревное стекло
- 48 — удаление запотевания стекол
- 49 — проволочная система обогрева
- 50 — пленочная система обогрева
- 51 — токопроводящая пленка
- 52 — металлическая пленка
- 53 — оксидная п.
- 54 — внешнее стекло
- 55 — эластичная прослойка
- 56 — внутреннее стекло
- 57 — удельная термическая нагрузка
- 58 — термистор, термосопротивление
- 59 — программный механизм
- 60 — жидкостный противообледенитель
- 61 — противообледенительная жидкость, п. средство

K. D.

WCT/34/K/79

Określanie przydatności gruntów do projektowania lotniskowych nawierzchni gruntowych

W pracy podano sposób szybkiego określania wytrzymałości gruntu niezbędny podczas projektowania nawierzchni gruntowej. Przedstawiona metoda powinna być elementem analizy ekonomicznej i technicznej przy projektowaniu.

Szybki rozwój lotnictwa sportowego, sanitarnego, przyzakładowego oraz pracującego na rzecz rolnictwa i ochrony naturalnego środowiska wymaga budowy coraz większej liczby lotnisk polowych i lądowisk. Podstawową częścią lotniska i lądowiska jest pas startowy z odpowiednio urządzoną nawierzchnią zapewniającą bezpieczne starty i lądowania samolotów. Z uwagi na bardzo wysokie koszty budowy nawierzchni sztucznych z reguły dla tego rodzaju lotnictwa wykonuje się nawierzchnie gruntowe. Doświadczenia wykazują, że nawet bardzo ciężkie samoloty pasażerskie i transportowe mogą korzystać z nawierzchni gruntowych pod warunkiem jednak, że nawierzchnia ta ma wymaganą wytrzymałość. Wytrzymałość nawierzchni gruntowej zależy od wielu czynników takich jak: rodzaj gruntu, jego skład granulometryczny i wilgotność oraz rodzaj obciążenia. Na podstawie badań [3] stwierdzono, że można prognozować wytrzymałość gruntu w zależności od jego właściwości fizykomechanicznych. Przy czym w praktyce lotniskowej rozróżnia się cztery zasadnicze typy nawierzchni gruntowych:

- nawierzchnia gruntowa niewzmocniona, zbudowana z gruntów rodzimych bez stosowania zabiegów technicznych;
- nawierzchnia gruntowa wzmocniona naturalnie za pomocą zagęszczenia i odwodnienia;
- nawierzchnia gruntowa wzmocniona mechanicznie za pomocą doziarnienia i zagęszczenia;
- nawierzchnia gruntowa wzmocniona chemicznie za pomocą środków wiążących takich jak: cement, wapno, bitum, żywica itp.

W niniejszym artykule przedstawiono zagadnienie określania wytrzymałości i przydatności gruntów do projektowania nawierzchni gruntowych niewzmocnionych oraz wzmocnionych naturalnie i mechanicznie.

Metoda określania wytrzymałości nawierzchni gruntowej

Metoda określania wytrzymałości nawierzchni gruntowej opracowana została przez W. F. Babkova [1] i [2] na podstawie analizy ruchu koła po nawierzchni gruntowej przy założeniu bezpiecznej, dopuszczalnej głębokości koleiny. Dopuszczalna głębokość koleiny z reguły wynosi 1/14 średnicy koła głównej goleni samolotu. Czynnikiem decydującym o wielkości odkształcenia gruntu jest jego wytrzymałość σ zależna od określonego typu samolotu i jego charakterystyki, tj.:

- obciążenia P_s przypadającego na jedno koło podwozia głównego, [N];
- średnicy koła D , [m];
- szerokości koła B , [m];
- współczynnika m zależnego od wytrzymałości gruntu.

Uwzględniając powyższe parametry, wymaganą wytrzymałość nawierzchni gruntowej można dla danego typu samolotu obliczyć ze wzoru [1]:

$$\sigma_{\min} = q \sqrt{\frac{D}{H \cdot m}} \quad [\text{Pa}]$$

gdzie:

$q = \frac{P_s}{D \cdot B}$ [Pa] — nacisk koła na grunt w koleinie,

$H = \frac{D}{14}$ [m] — głębokość dopuszczalnej koleiny,

m — współczynnik wyznaczony z rys. 1.

Tak więc każdemu samolotowi można przyporządkować określoną wartość σ — wyrażającą odporność gruntu w Pa na działanie koła w czasie jego kołowania.

Dla zapewnienia operacji startu lub lądowania danego samolotu na nawierzchni gruntowej należy jej wytrzymałość bądź to określić w terenie na istniejącej nawierzchni gruntowej lub zaprojektować równą lub większą liczbie σ samolotu.

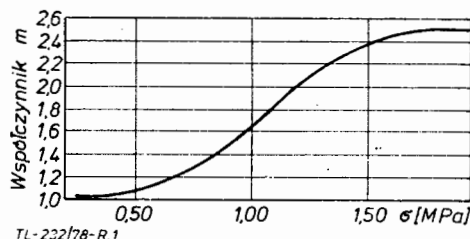
W warunkach polowych wartość σ gruntu wyznacza się za pomocą sondy udarowej*) zliczając ilość uderzeń obciążnika przy zagłębieniu igły w grunt na głębokość 0,10 m.

Aby można było zaprojektować lotniskową nawierzchnię gruntową o wymaganej wytrzymałości σ należało wytypować i przebadać pod tym kątem najczęściej występujące grunty zalegające w stanie naturalnym jak i wzmocniane mechanicznie przez zagęszczenie lub doziarnienie.

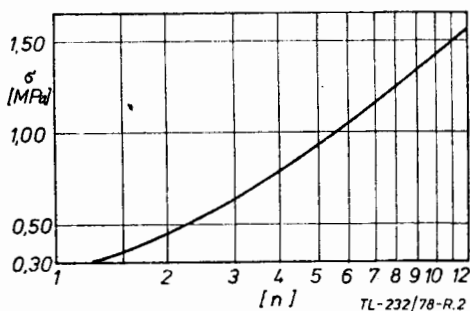
Określenie zależności pomiędzy wytrzymałością gruntu a jego właściwościami fizykomechanicznymi

Wykorzystując zależność pomiędzy wytrzymałością gruntu a liczbą uderzeń n obciążnika sondy przy pograżeniu w grunt igły na głębokość 10 cm (rys. 2) określono laboratoryjnie i w warunkach polowych wartości σ dla najczęściej występujących gruntów: gliny, gliny piaszczystej, pyłu piaszczystego, piasku gliniastego, pospółki gliniastej oraz pospółki z zawartością 10÷30% żwiru. Mając na uwadze możliwość mechanicznego wzmocnienia przez zagęszczenie lub doziarnienie wymienionych gruntów, ich wytrzymałość σ określono przy zmiennej wilgotności W_n i zróżnicowanej gęstości objętościowej szkieletu gruntowego ρ_d oraz przy różnych (w zakresie 0,85÷1,03) wskaźnikach zagęszczenia W_z . Wszystkie niezbędne parametry poszczególnych gruntów takie jak: skład granulometryczny, wilgotność optymalną W_{opt} i naturalną W_n , gęstość objętościową szkieletu ρ_d i ρ_{dmax} oznaczono zgodnie z PN-75/B-04481, natomiast wskaźnik zagęszczenia W_z określano wg normy PN-62/S-04011.

W celu uzyskania miarodajnych wyników, dla każdego rodzaju gruntu przy zmiennych parametrach W_n i ρ_d oraz

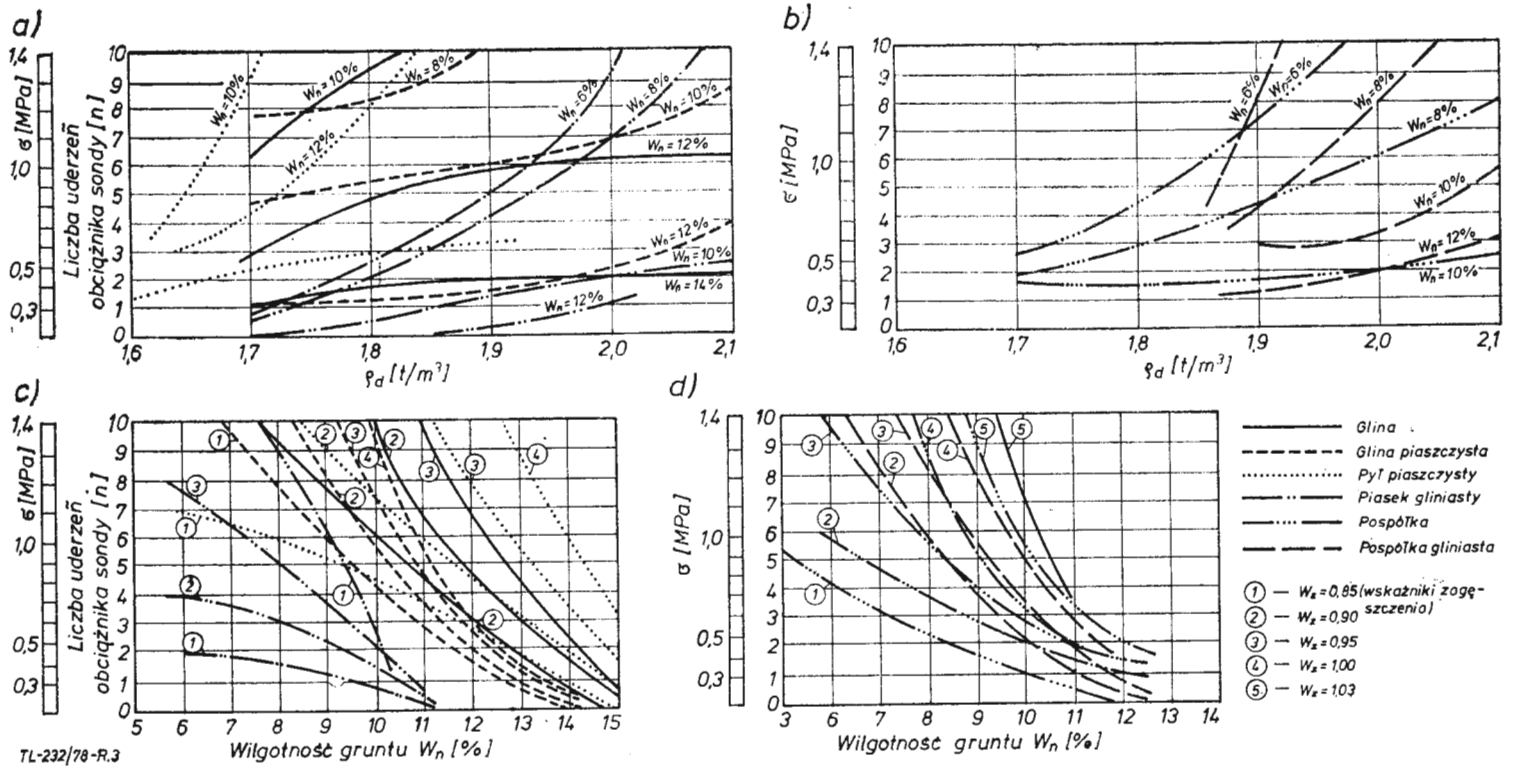


Rys. 1. Zależność pomiędzy współczynnikiem m i wytrzymałością gruntu σ



Rys. 2. Zależność pomiędzy wartością σ a liczbą uderzeń n obciążnika sondy na 0,10 m wpędu igły dla glin piaszczystych i piasków pylastych

*) Rysunek sondy udarowej zamieszczono i opisano w art. Urządzenie lądowisk do celów agrolotniczych — F. Kaźmierczyk, TLiA nr 8/78.



Rys. 3. Wykresy zależności pomiędzy wytrzymałością gruntu σ , wyrażoną liczbą uderzeń n obciążnika sondy, a gęstością objętościową szkieletu gruntowego ρ_d przy różnych wilgotnościach naturalnych W_n (wykresy a i b) oraz wilgotnością naturalną gruntu W_n przy zmiennych wskaźnikach zagęszczenia W_z (wykresy c i d)

W_z i W_n , powtarzano co najmniej 20-krotnie zagębianie na 10 cm igły w grunt i każdorazowo zliczano ilość uderzeń obciążnika sondy.

Na podstawie uzyskanych wyników z badań skonstruowano dla poszczególnych gruntów krzywe regresji przedstawiające zależności pomiędzy gęstościami objętościowymi szkieletów gruntów ρ_d a wytrzymałością σ określoną sondą udarową dla zmiennych wilgotności naturalnych W_n (rys. 3a i b) oraz zależności pomiędzy wilgotnościami naturalnymi W_n a wytrzymałością σ określoną sondą udarową dla zmiennych wskaźników zagęszczenia W_z (rys. 3c i d).

Przedstawione na rys. 2 krzywe wyznaczono z wielomianów 2° i 3°. Uzyskane duże (0,85÷0,98) współczynniki korelacji pomiędzy przedstawionymi na rys. 3 zależnościami dowodzą istnienia ściślejszej współzależności pomiędzy σ i ρ_d przy różnych wilgotnościach gruntów oraz σ i W_n przy zmiennych wskaźnikach zagęszczenia gruntu.

Obok mechanicznego wzmocnienia gruntów przez zagęszczenie, wytrzymałość gruntu można zwiększyć mechanicznie przez doziarnienie. Przeprowadzone w tym celu

badania [3] pozwoliły na właściwy, pod względem wytrzymałościowym, dobór mieszanek, których zestawienie podaje tabela.

Przy mechanicznym wzmocnianiu gruntów piaszczystych ilość i rodzaj materiału doziarniającego należy ustalać w taki sposób, aby uzyskane mieszanki zbliżone były do mieszanek optymalnych, a jednocześnie nie powodowały nadmiernego uszczelnienia nawierzchni gruntowej.

Grunty spoiste należy doziarniać wyłącznie gruntami grubo- i średnioziarnistymi, przy czym szczególną uwagę należy zwracać na prawidłowe wyprofilowanie nawierzchni, aby stworzyć dogodne warunki dla spływu wody opadowej.

Właściwości wytrzymałościowe uzyskanych przez doziarnienie mieszanek, w zależności od ich zagęszczenia, gęstości objętościowej lub wilgotności naturalnej, można również ustalać na podstawie wykresów przedstawionych na rys. 3. Przeprowadzone na szeroką skalę badania laboratoryjne i polowe, dokonana analiza uzyskanych wyników oraz skonstruowanie wykresów zależności pomiędzy wytrzymałością gruntu σ a jego właściwościami fizykomechanicznymi umożliwiają racjonalne projektowanie lotniskowych nawierzchni gruntowych.

TABLICA

Grunt podlegający doziarnieniu	Grunt stosowany do doziarnienia	Ilość gruntu doziarniającego % w stos. wag.	Rodzaj uzyskanej mieszanki po doziarnieniu
Gлина	piasek	>30	piasek gliniasty
	głina piaszczysta	>40	głina piaszczysta
	pył piaszczysty lub pył	~50	pył piaszczysty
Gлина piaszczysta	piasek	>40	piasek gliniasty
	pył piaszczysty lub pył	>40	pył piaszczysty
	piasek pylisty	>40	piasek gliniasty
Pył piaszczysty	piasek	~50	piasek gliniasty
	głina	~50	głina piaszczysta
Piaszek gliniasty	głina piaszczysta pył piaszczysty	>45	głina piaszczysta pył piaszczysty
	pył	>40	pył piaszczysty
	głina piaszczysta	~45	głina piaszczysta
Piaszek	głina	15÷45	piasek gliniasty
Pospółka	głina	>40	pospółka gliniasta
	głina	10÷40	pospółka
	głina piaszczysta	20÷45	pospółka gliniasta

Wnioski

● Przedstawione na rys. 3 zależności pomiędzy wytrzymałością gruntu σ a gęstością objętościową szkieletu gruntowego dla zmiennych wilgotności naturalnych W_n oraz zależności pomiędzy wytrzymałością σ a wilgotnością W_n gruntu dla zmiennych wskaźników zagęszczenia W_z umożliwiają szybką ocenę przydatności gruntów do budowy lotniskowych nawierzchni gruntowych ze wskazaniem możliwości ich wzmocnienia mechanicznego przez zagęszczenie lub doziarnienie.

● Przedstawiona metoda umożliwia projektowanie lotniskowych nawierzchni gruntowych lub prognozowanie wytrzymałości tych nawierzchni na podstawie znajomości:

- typu samolotu,
- składu granulometrycznego gruntu, jego wilgotności naturalnej W_n lub gęstości objętościowej szkieletu gruntowego ρ_d i wskaźnika zagęszczenia gruntów W_z .

LITERATURA

1. W. F. BABKOW: Izyskaniya i projektirovaniye aerodromow. Nauczno-Tekhnicheskoye Izdatelstvo Ministerstwa Avtomobilnogo Transporta, Moskwa 1959 r.
2. W. F. BABKOW, A. S. SMIRNOW: Opredeleniye prochnosti grunta dla proezda koleśnych maszin. Proceedings of the International Conference on Soil Mechanics and Foundation Eng. Budapeszt 1963 r.
3. Szybka metoda określenia przydatności gruntów do wzmocnienia mechanicznego i chemicznego. Opracowanie ITWL, Warszawa 1976 r.

Informatyka w lotnictwie cywilnym

Artykuł omawia schemat struktury organizacyjno-funkcyjnej systemu informatycznego oraz jego zaplecza w branży lotnictwa cywilnego. System ten ma zadanie umożliwić Centralnemu Zarządowi Lotnictwa Cywilnego operatywną ocenę działalności przedsiębiorstw i podbudować programowanie kierunków rozwoju lotnictwa cywilnego. Jakkolwiek realizacja programu zastosowań informatyki będzie wymagała znacznego wysiłku jednostek organizacyjnych i projektowych, to jednak znaczne efekty ekonomiczne w zakresie zarządzania, szczególnie w eksploatacji sprzętu lotniczego oraz gospodarki materiałowej w pełni uzasadniają wdrożenie tego systemu.

Notowany ostatnio dynamiczny rozwój lotnictwa cywilnego zbiega się z aktywizacją zastosowań informatyki w wielu dziedzinach życia społeczno-gospodarczego. Istotne znaczenie lotnictwa cywilnego w systemie transportowym państwa określa rangę zastosowań informatyki w tej gałęzi gospodarki narodowej. Informatyka w lotnictwie cywilnym stwarza szansę sprawniejszej organizacji procesów roboczych, lepszego wykorzystania właściwości eksploatacyjnych sprzętu lotniczego, zaplecza techniczno-materiałowego oraz infrastruktury lotnictwa cywilnego. Biorąc pod uwagę specyfikę lotnictwa cywilnego oraz różnorodność form działania, należy krytycznie oceniać wdrożenie informatyki do istniejącego systemu organizacyjnego kierowania lotnictwem cywilnym. Dominującą cechą obecnego systemu są poziome i wielokanałowe przepływy informacyjne oraz subiektywizm informacji nadsyłanych do poszczególnych departamentów MK. Zmniejsza to operatywność działania organu kierującego lotnictwem cywilnym przez marnotrawienie czasu, rozproszenie kompetencji i odpowiedzialności.

Z wyżej omówionych względów, został opracowany *kierunkowy program zastosowań metod i środków informatyki w lotnictwie cywilnym na lata 1978÷1985*; jako główne kierunki zastosowań obejmuje te dziedziny, które w perspektywie najbliższych lat będą prawie niezmiennie w swej istocie.

Do tych zagadnień zalicza się:

- procesy kierowania cywilnym ruchem lotniczym oraz współdziałanie z wojskowym systemem powietrznej obrony kraju,
- rezerwację miejsc w ruchu pasażerskim zagranicznym a sukcesywnie i w krajowym,
- materiałowo-techniczne zabezpieczenie i eksploatację sprzętu lotniczego,
- badanie przesłanek wypadków lotniczych.

Przewiduje się, że główny wysiłek w realizacji programu przez okres najbliższych 2÷3 lat będzie ukierunkowany na wypracowanie modelu organizacyjnego funkcjonowania branżowego systemu informatycznego stosownie do potrzeb lotnictwa cywilnego.

Niniejszy artykuł ma na celu zapoznanie czytelników z głównymi тезami programu oraz zamierzeniami związanymi z rozwojem zastosowań informatyki w lotnictwie cywilnym.

Główne tezy programu

Jako dominującą zasadę postępowania w realizacji programu przyjmuje się selektywny wybór zadań w układzie pionowym przewidzianych do komputeryzacji, dążąc do rozwiązań kompleksowych, przez konkretne rozwiązania cząstkowe realizowane wg wspólnej koncepcji. Takie postępowanie w projektowaniu Systemu Informatycznego (SI) lotnictwa cywilnego, uważa się w CZLC za słuszne w świetle doświadczeń wdrożeniowych informatyki krajowej oraz aktualnych potrzeb i możliwości ich realizowania.

Charakterystyka branży lotnictwa cywilnego

Podstawowe procesy produkcyjne związane z transportem lotniczym realizowane są w trzech instytucjach: przedsiębiorstwie Polskie Linie Lotnicze LOT (PLL LOT), jednostce budżetowej Zarządzie Ruchu Lotniczego i Lotnisk Komunikacyjnych (ZRLiLK), Przedsiębiorstwie Usług Lotniczych (PUL). Dla tych instytucji jednostką zwierzchnią jest Centralny Zarząd Lotnictwa Cywilnego (CZLC), realizujący funkcje planistyczne i kontrolno-organizacyjne działalności podległych przedsiębiorstw produkcyjnych. Generalnie podział zadań między PLL LOT a ZRLiLK sprowadza się do tego, że PLL LOT jest przewoźnikiem, eksploatującym samoloty obsługujące zagraniczne i krajowe linie lotnicze, zaś ZRLiLK jest organem kierującym ruchem statków powietrznych w przestrzeni powietrznej kraju, a także gospodarzem lotnisk cywilnych i stojących na tych lotniskach portów lotniczych. PUL świadczy inne pozakomunikacyjne usługi lotnicze.

Wysiłek produkcyjny charakteryzują następujące dane liczbowe za 1977 r.

— przewozy pasażerów w ruchu zagranicznym	927,8 tys. osób
— przewozy pasażerów w ruchu krajowym	817,6 tys. osób
— przewozy ładunków zagraniczne	8,7 tys. ton
— przewozy ładunków krajowe	5,8 tys. ton
— wykonano lotów w ruchu zagranicznym	18 276
— wykonano lotów w ruchu krajowym	25 788

Dynamika wzrostu świadczonych usług:

- w przewozach pasażerskich przeciętny wzrost ok. 20% rocznie,
- w przewozach ładunków i innych usług świadczonych przez PUL przeciętny wzrost ok. 35% rocznie.

Wzrost usług świadczonych przez lotnictwo cywilne pociąga za sobą wzrost ilości przetwarzanych informacji zabezpieczających realizację procesów roboczych.

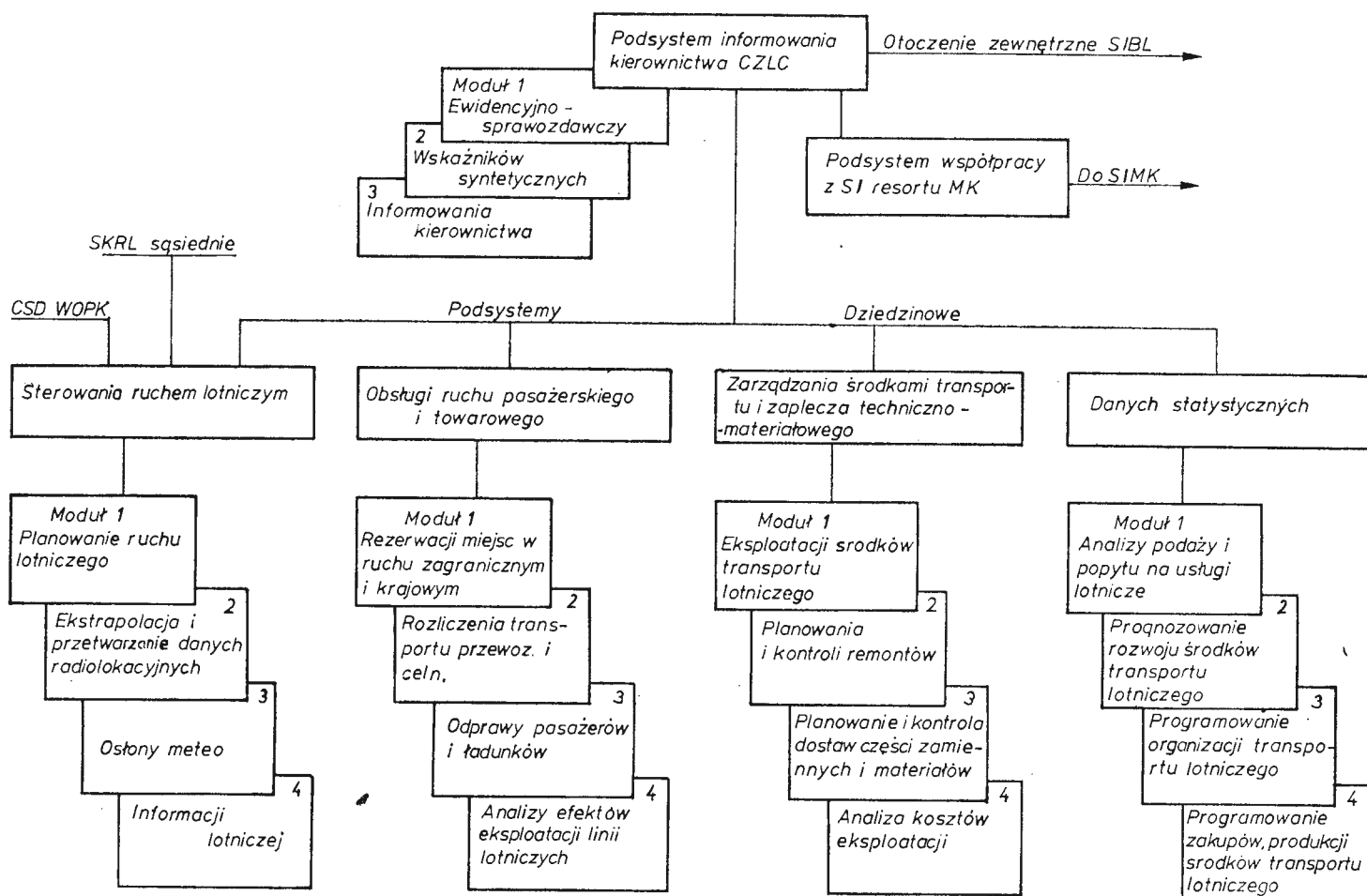
Dotychczasowy stan informatyzacji lotnictwa cywilnego

Rozwój zastosowań metod i środków informatyki w systemie kierowania lotnictwem cywilnym jest nierównomierny w poszczególnych przedsiębiorstwach oraz niewystarczający w stosunku do potrzeb. Stwierdza się określone efekty wdrożeniowe w PLL LOT, gdzie sukcesywnie wprowadza się systemy EPD oraz technikę komputerową. Jedno-

częście mają miejsce istotne zapóźnienia w informatyzacji procesów kierowania ruchem lotniczym, wynikiłe m.in. z niedoinwestowania tej dziedziny lotnictwa cywilnego. W tej problematyce szczególnie istnieje pilna potrzeba podjęcia intensywnych prac systemowych, w celu wypracowania nowoczesnej technologii pracy organów kontroli ruchu lotniczego. W związku z tym w planie zamierzeń podejmuje się tematy prac, których konsekwentna realizacja po-

Potrzeby informatyzacji lotnictwa cywilnego

Do najbardziej pilnych i priorytetowych należy zaliczyć potrzeby automatyzacji kierowania ruchem lotniczym w przestrzeni powietrznej kraju i obszarze lotnisk kontrolowanych oraz automatyzację procesów obsługi klienta w portach lotniczych i biurach miejskich. Dynamiczny rozwój transportu lotniczego powoduje wzrost intensywności ruchu



Rys. 1. Schemat struktury organizacyjno-funkcjonalnej systemu informatycznego branży lotnictwa cywilnego

winna stworzyć podstawy wypracowania programu sukcesywnej modernizacji wyposażenia technicznego systemu.

Uwzględniając złożoność systemu kierowania lotnictwem cywilnym, dla lepszego zrozumienia wprowadza się następujący umowny podział zastosowań informatyki:

- sterowanie procesami roboczymi,
- zarządzanie zasobami.

Informatyzacja sterowania procesami roboczymi obejmuje:

- kierowanie ruchem lotniczym,
- obsługę ruchu pasażerskiego.

Natomiast informatyzacja zarządzania zasobami zawiera zagadnienia:

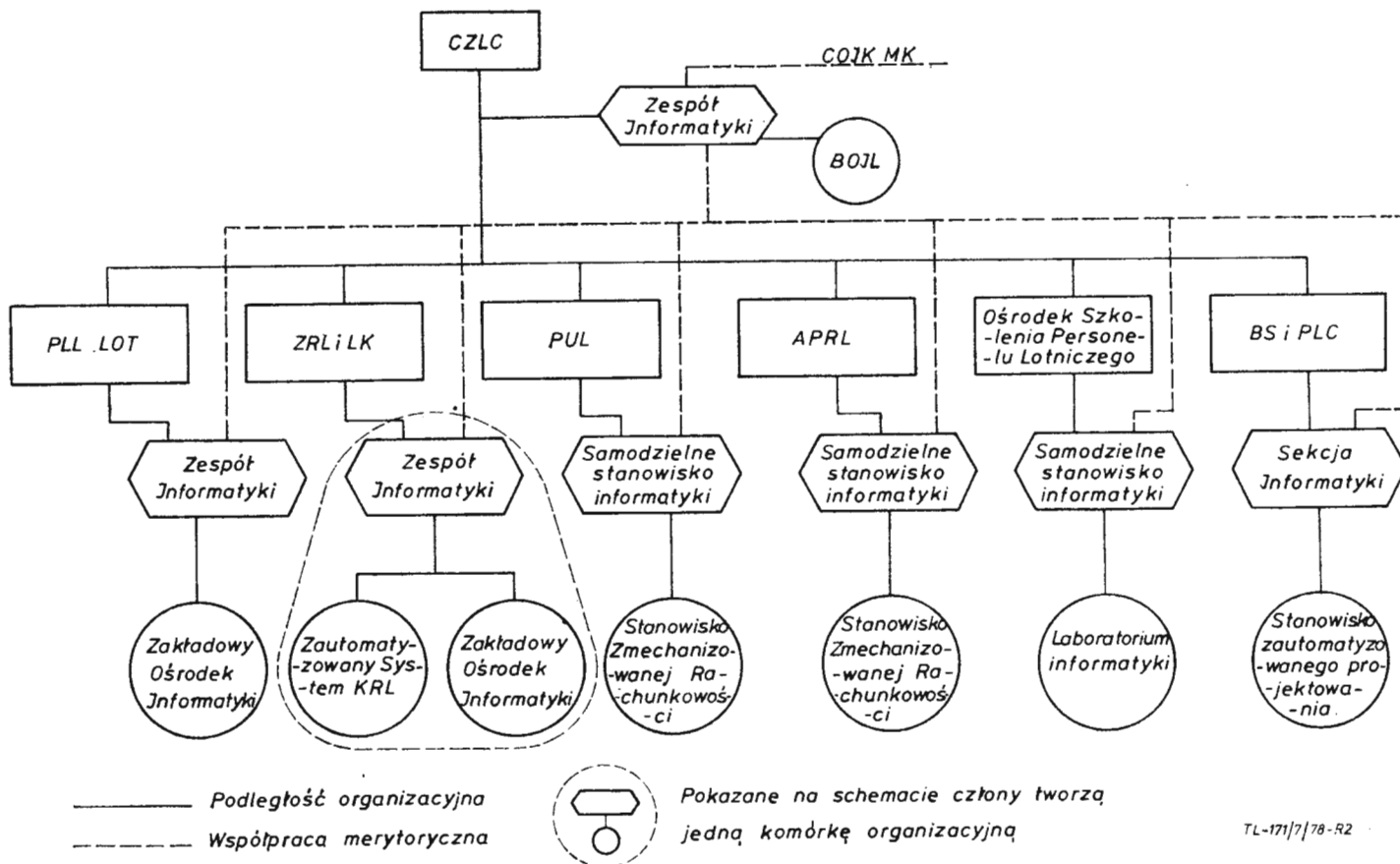
- techniczno-ekonomiczne gospodarki zasobami materialowymi i ludzkimi,
- oceny stanu technicznego eksploatowanego sprzętu oraz skutków działalności ekonomicznej itp.

Zastosowania dla celów zarządzania są typowymi dla kierowania obiektami gospodarczymi i dotychczas największe osiągnięcia wdrożeniowe ma PLL LOT użytkujący wiele systemów epd o charakterze techniczno-ekonomicznym związanych z rezerwacją miejsc pasażerskich w ruchu zagranicznym oraz eksploatacją sprzętu lotniczego.

w przestrzeni kontrolowanej, pociąga to odpowiednie zwiększenie przetwarzanych danych o sytuacji powietrznej.

Dominująca w naszym lotnictwie proceduralna kontrola ruchu lotniczego wymaga od kontrolera realizowania wielu czynności rutynowych (weryfikowania napływających danych, przewidywanie możliwych sytuacji konfliktowych, śledzenie odchyleń od planu przelotów itp.). Zadaniem zautomatyzowanego systemu kierowania ruchem lotniczym jest odciążenie kontrolera od tych czynności, które nie są związane bezpośrednio z oceną sytuacji ruchowej. Ze względu na bezpieczeństwo ruchu lotniczego mogą do tych celów być stosowane systemy sprawdzone pod względem niezawodnej pracy poszczególnych węzłów aparatury technicznej oraz systemu jako całości. Biorąc pod uwagę możliwości wykonawcze, hierarchia potrzeb informatyzowania procesów kierowania ruchem lotniczym jest następująca:

- Informatyzacja procesów proceduralnej kontroli w ruchu lotniczym w zakresie bieżącego przetwarzania planów lotów i ich dystrybucji z wykorzystaniem zautomatyzowanej sieci stałej łączności lotniczej (AFTN). Analiza sytuacji konfliktowych oraz komputerowy wydruk pasków postępu lotów, obrazujących sytuację na stanowisku kontrolera dla każdego lotu i odcinka drogi lotniczej.



Rys. 2. Schemat ideowy struktury organizacyjnej zaplecza informatyki lotnictwa cywilnego

● Informatyzacja systemu radarowej kontroli ruchu lotniczego w zakresie przetwarzania na bieżąco danych radiolokacyjnych pierwotnych i wtórnych (ekstrakcja, przekazywanie wąskopaskowe systemami transmisji danych, automatyczna identyfikacja i śledzenie tras lotów, syntetyczne zobrazowanie danych radiolokacyjnych, międzysektorowe przekazywanie kontroli itp.).

● Informatyzacja zbierania, przesyłania i zobrazowania na stanowisku kontrolera danych o sytuacji meteorologicznej w przypadku zakłóceń atmosferycznych ruchu lotniczego, generowanie dokumentacji meteorologicznej na trasy przelotów samolotów.

Wzrastająca intensywność ruchu pasażerskiego wymaga nowoczesnego sterowania procesami obsługi klienta, aby skrócić czas oczekiwania klienta na obsługę, skrócić czas samej obsługi, zmniejszyć jej pracochłonność, zwiększyć przepustowość stanowisk obsługowych, zwiększyć poziom wykorzystania oferowanego ciężaru handlowego samolotów. Z tego względu hierarchia potrzeb informatyzowania procesów obsługi klienta jest następująca:

- rezerwacja miejsc pasażerskich w ruchu zagranicznym i krajowym,
- odprawa pasażerów w porcie lotniczym, obliczanie opłat za przewóz, wystawianie biletów,
- kontrola załadunku samolotu.

Drugim obszarem zastosowań są zagadnienia zarządzania zasobami ludzkimi oraz bazą materiałowo-techniczną, do najważniejszych zalicza się:

- rozliczanie i fakturowanie należności za przewozy oraz usługi w portach,
- prowadzenie gospodarki materiałowej i magazynowej szczególnie części zamiennych,
- śledzenie pracy agregatów (zespołów) pokładowych na samolotach, w celu zapewnienia żądanej gotowości technicznej samolotów oraz żądanego poziomu bezpieczeństwa lotów,

- optymalizacja programów eksploatacyjnych przeglądów technicznych,
- optymalizacja parametrów wykonywania lotów (wysokości, prędkości) dla aktualnych warunków meteorologicznych,
- ewidencja i analiza przyczyn wypadków lotniczych,
- ewidencja i analiza kosztów działalności oraz badania rynku przewozowego.

Zakres systemu informatycznego branży lotniczej (SIBL)

System informatyczny lotnictwa cywilnego będzie sukcesywnie obejmował całokształt zdarzeń w ocenie sytuacji ruchowej oraz zagadnień techniczno-ekonomicznych będących statutowo w gestii CZLC.

Z punktu widzenia funkcji realizowanych przez jednostki organizacyjne CZLC, SIBL powinien zapewnić:

- wnioski z oceny wydarzeń w ruchu lotniczym,
- planowanie i kontrolę działalności przedsiębiorstw podległych CZLC,
- wypracowanie wskaźników niezbędnych do kształtowania tendencji rozwojowych środków technicznych oraz organizacji lotnictwa cywilnego,
- prowadzenie ewidencji obsady osobowej stanowisk w przekrojach tematycznych niezbędnych do kształtowania polityki personalnej,
- ocenę skutków ekonomicznych działalności poszczególnych przedsiębiorstw i branży jako całości,
- generowanie dokumentów statystyczno-sprawozdawczych instytucjom nadrzędnym oraz własnym jednostkom organizacyjnym.

W strukturze funkcjonalno-zadaniowej SIBL, wyróżnia się podsystemy dziedzinowe realizujące funkcje sterowania procesami roboczymi oraz zarządzania zasobami ludzkimi i techniczno-materiałowymi. Nie dokonuje się „przydziału” podsystemów poszczególnym przedsiębiorstwom, zna-

jąc jednak zakres odpowiedzialności w podziale zadań roboczych, można wywnioskować przyporządkowanie podsystemów epd odpowiednim wykonawcom. Biorąc pod uwagę dziedziny tematyczne, podział na podsystemy funkcjonalne ustalono wg następującej kolejności:

● Podsystem sterowania ruchem lotniczym

Objemuje on ewidencję zdarzeń w ruchu lotniczym, opracowywanie planów lotów, generowanie pasków postępów lotów, opracowywanie danych o sytuacji powietrznej, automatyzację procesów rejestrowania i przesyłania danych radiolokacyjnych, meteorologicznych oraz ich zobrazowanie na stanowisku kontrolera ruchu lotniczego. Bieżące śledzenie i porównywanie sytuacji z wcześniej zaplanowanym ruchem statków powietrznych w kontrolowanej przestrzeni. Z uwagi na charakter realizowanych zadań ten podsystem będzie miał najwyższy priorytet w zakresie wykonywanych prac projektowo-wdrożeniowych oraz wyposażenia w sprzęt informatyczny.

● Podsystem obsługi ruchu pasażerskiego

Będzie on obejmował zagadnienia rezerwacji miejsc w międzynarodowym, jak również sukcesywnie w krajowym ruchu pasażerskim, obliczanie taryf przewozowych i celnych, wystawianie biletów pasażerskich, odprawę pasażerów, generowanie metryk załadowania samolotów.

● Podsystem zarządzania środkami transportu i zaplecza materiałowo-technicznego

W tym podsystemie zakłada się otrzymywanie ocen wynikowych o stanie eksploatacji sprzętu lotniczego, wykorzystaniu zasobów ludzkich i materiałowych, kontrolę planów przebiegu remontów, zabezpieczenie w części zamiennych, materiały eksploatacyjne, ocenę kosztów eksploatacji poszczególnych typów sprzętu lotniczego.

● Podsystem danych statystycznych

Powinien on zapewnić zbieranie danych statystycznych oraz wypracowanie w oparciu o nie wskaźników syntetycznych, w celu porównywania opłacalności oferowanych form usług lotniczych, badanie trendów rozwojowych lotnictwa cywilnego na świecie, jak również zapewnić wspomaganie komputerowe decyzji kierownictwa w programowaniu kierunków rozwoju lotnictwa cywilnego.

● Podsystem współpracy z SI resortu MK

Zadaniem tego podsystemu będzie dostarczanie danych ewidencyjnych i sprawozdawczych zasilających podsystemy obsługujące jednostki organizacyjne oraz kierownictwo MK.

● Podsystem informowania kierownictwa CZLC

Powinien on zapewnić opracowywanie wskaźników syntetycznych, statystyk oraz danych do oceny działalności poszczególnych przedsiębiorstw zabezpieczających realizowanie procesów produkcyjnych dla celów planistyczno-kontrolnych jednostek organizacyjnych oraz kierownictwa CZLC. Podsystem ten będzie bazował na danych wynikowych otrzymywanych z poszczególnych podsystemów dziedzinowych.

W strukturze funkcjonalnej podsystemów dziedzinowych wyróżniono moduły realizujące określone zadania (procesy) robocze przetwarzania danych. Nie dokonywano dalszej dekompozycji, wychodząc z założenia, że celem opracowywanego programu jest pokazanie powiązań funkcjonalnych pomiędzy zadaniami. Ideowy schemat struktury funkcjonalnej systemu informatycznego branży lotniczej przedstawiono na rys. 1.

Ramowe zamierzenia na najbliższe lata

Problematykę prac badawczo-projektowych zestawiono, dzieląc przedsięwzięcia na następujące grupy tematyczne:

- przedsięwzięcia organizacyjne
- prace programowo-koncepcyjne
- prace projektowo-wdrożeniowe

d) prace organizacyjno-techniczne.

Dla poszczególnych tematów oszacowano następujące dane:

- pracochłonność w osobomiesiącach,
- koszt realizacji tematu,
- przewidywany czas realizacji,
- nakłady na zakup sprzętu dla przedsięwzięć instalacyjnych.

Przyjęto założenia, że poszczególne tematy będą realizowane przez wyspecjalizowane placówki informatyki np. Zjednoczenie Informatyki, wyższe uczelnie lub PAN. Główny wysiłek prac w 1978 r. jest skierowany na przygotowanie warunków organizacyjnych oraz pozyskanie wykonawców do realizacji założonego programu prac.

Organizacja zaplecza informatyki branży lotnictwa cywilnego

Realizacja programu zastosowania informatyki będzie wymagała zorganizowania w CZLC oraz ZRLiLK zespołów informatyki, natomiast w PLL LOT rozwinięcie istniejącego już zespołu. Ponadto utworzenie samodzielnych stanowisk specjalistów informatyki w PUL, APRL i OSPL oraz sekcji informatyki w BSiPLC. Dobór specjalistów w proponowanych komórkach informatyki, licznosc obsady osobowej przewidywano wychodząc z generalnego założenia, że utworzone zespoły informatyki (samodzielni specjaliści), będą stanowić zasadniczy trzon specjalistów wypełniających następujące zadania:

- konsultowanie jednostek organizacyjnych w zagadnieniach możliwości wykorzystania środków informatyki,
- współdziałanie w opracowywaniu wymagań, założeń operacyjno-koncepcyjnych,
- współpraca na zewnątrz z placówkami specjalistycznymi w zakresie realizacji prac projektowych,
- eksploatacja systemów epd oraz sprzętu informatyki i urządzeń transmisji danych.

Nie zakłada się wykonywania samodzielnego przez poszczególne zespoły projektów systemów epd, założeń techniczno-ekonomicznych itp. opracowań o charakterze projektowym. Zespół informatyki Centralnego Zarządu będzie sprawował statutowo funkcję organu koordynującego wdrażanie środków i metod informatyki w poszczególnych przedsiębiorstwach podległych CZLC.

Jako bazę techniczną SIBL przewiduje się:

- zorganizowanie ośrodka informatyki lotnictwa cywilnego na szczeblu Centralnego Zarządu w oparciu o komputer średniej mocy lub rozbudowane zestawy minikomputerowe,
- zorganizowanie w ZRLiLK zautomatyzowanego systemu kierowania ruchem lotniczym wyposażonego w sprzęt krajowy lub importowany w zależności od potrzeb oraz możliwości skompletowania odpowiedniego wyposażenia technicznego,
- w miarę potrzeb zorganizowanie ośrodka informatyki w ZRLiLK wyposażonego w zestaw minikomputerowy do realizacji zadań zarządzania,
- rozbudowę ośrodka informatyki PLL LOT oraz wyposażenie go w miarę potrzeb w dwa zestawy komputerów klasy IBM-370/148 dla potrzeb obsługi ruchu pasażerskiego zagranicznego i krajowego,
- powołanie samodzielnych stanowisk zmechanizowanego obrachunku w przedsiębiorstwie PUL oraz APRL wyposażonych w maszyny księgująco-fakturujące,
- w miarę potrzeb zorganizowanie laboratorium informatyki do szkolenia personelu lotniczego w OSPL-Rzeszów,
- zorganizowanie sekcji komputerowego przygotowania dokumentacji w BSiPLC zabezpieczającej potrzeby obliczeniowe projektowania obiektów infrastruktury lotnictwa cywilnego.

Schemat ideowy struktury organizacyjnej zaplecza informatyki lotnictwa cywilnego przedstawiono na rys. 2.

Wnioski końcowe

Realizacja omówionego w głównych tezach programu zastosowań informatyki będzie wymagała znacznego wysiłku zarówno przez jednostki organizacyjne, jak również zespoły projektowe. Oczekuje się, że realizacja wytypowanych kierunkowych tematów pozwoli osiągnąć znaczne efekty ekonomiczne w sferze zarządzania zasobami, szczególnie w eksploatacji sprzętu lotniczego, gospodarce częściami zamiennymi oraz materiałowej, przez ograniczenie zbędnych zapasów, zwiększenie rotacji i zwiększenie akumulacji.

W systemie kierowania ruchem lotniczym zakłada się wprowadzenie usprawnionej technologii pracy i nowych metod oceny sytuacji powietrznej w przestrzeni kontrolowanej, a tym samym poprawienie bezpieczeństwa lotów.

Na szczeblu Centralnego Zarządu, system informatyczny powinien umożliwiać komórkom sztabowym bardziej operatywną ocenę działalności przedsiębiorstw podległych CZLC, zapewnić wspomaganie komputerowe decyzji kierownictwa w programowaniu kierunków rozwoju lotnictwa cywilnego. Czynnione starania o pozyskanie wyspecjalizowanego Zespołu do realizacji założonego programu prac oraz wzmożona aktywizacja odpowiedzialnych pracowników przedsiębiorstw zainteresowanych w usprawnianiu działalności produkcyjnej, stwarzają realne szanse sukcesywnej realizacji prac projektowo-wdrożeniowych środków informatyki w lotnictwie cywilnym.

LITERATURA

1. Kierunkowy program zastosowań metod i środków Informatyki w lotnictwie cywilnym na lata 1978–85 — akceptowany przez dyrektora CZLC.
2. Opis techniczny systemów komputerowych wydawnictwa Zjednoczenia MERA.

WCTK/79

PROJEKT

Dornier LTA • RFN •

Dwusilnikowy samolot wielozadaniowy

Po sukcesie samolotu wielozadaniowego Dornier Skyservant (240 sprzedanych samolotów) i po zbudowaniu jego wersji turbinowej Turbo-Sky (z dwoma silnikami Avco Lycoming LTP101-600 o mocy startowej zdławionej do 294 kW) firma Dornier opracowała projekt większego samolotu wielozadaniowego, z płatem TNT (patrz „Nowości techniczne”), o roboczym oznaczeniu LTA (Light Transport Aircraft). Typowe zastosowania samolotu to przewóz pasażerów i towarów na liniach lokalnych, jako samolot służbowy, jako samolot sanitarny, zadania obserwacyjne, poszukiwawcze i ratunkowe, badania geofizyczne, szkolenie oraz jako wojskowy samolot transportowy, łącznikowy i rozpoznawczy. Jako samolot pasażerski ma być budowany w wersji podstawowej na 19 pasażerów (i dwóch pilotów), o masie startowej 6500 kg i zasięgu do 900 km i w wersji rozwojowej na 25 pasażerów, o masie startowej 7000 kg i zasięgu 1100 km, oraz w wersji pasażersko-towarowej.

Płat TNT ze zmodyfikowanym nadkrytycznym profilem, specjalnie ukształtowanymi końcówkami i jednoszczelinowymi klapami zapewnia znacznie większą niż zwykły płat doskonałość i współczynnik siły nośnej, w szczególności w warunkach startowych. Wynikające stąd lepsze własności startowe i większe wznoszenie wykorzystano do zwiększenia udźwigu i zasięgu, a tym samym do obniżenia kosztów eksploatacji samolotu.

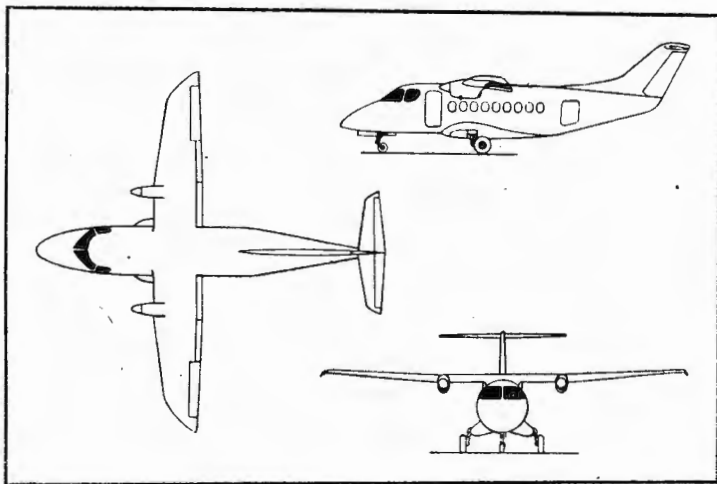
Kadłub ma przekrój okrągły, co umożliwi zastosowanie kabiny ciśnieniowej w wersjach przewidzianych do lotów na większych wysokościach. Szerokość wewnętrzna kadłuba 2,31 m pozwala na ustawienie trzech szeregów foteli z przejściem (o wysokości 1,80 m) między nimi. Dzięki znacznej długości, 6,63 m, kabina mieści 19–25 foteli w wersji pasażerskiej, 10 foteli w wersji służbowej, 12 noszy i 6 siedzeń dla osób towarzyszących w wersji sanitarnej oraz 22 żołnierzy w wersji wojskowej. Maksymalny udźwig kabiny wynosi 2500 kg.

Usterzenie ma układ T.

Podwozie chowane jest w sposób hydrauliczny, do przodu — koła główne do gondol przykadłubowych.

Naped mają stanowić dwa jednowalowe silniki Garrett TPE331-5 o mocy 533 kW w przypadku wersji podstawowej lub TPE331-10 o mocy 636 kW w przypadku wersji rozwojowej. Bierze się jednak również pod uwagę silniki z oddzielną turbiną napędową PWC PT6A-34 o mocy 552 kW i Avco Lycoming LTP 101-700A2 o mocy 533 kW. Czteropłatowe śmigło Hartzell o średnicy 2,73 m odznacza się niskim poziomem hałasu — 78 dBA.

Konstrukcja samolotu jest typu fail-safe i odpowiada wymaganiom FAR Part 25 (dla dużych samolotów). Zastosowano w niej na szeroką skalę tworzywa zbrojone włóknem węglowym — lotki, klapy oraz stery wysokości i kierunku — i mieszaniną włókien szklanych i kevlaru — gondole podwozia, noski skrzydeł i usterzenia, część nosowa i końcówka ogonowa kadłuba. Struktury nośne będą wykonane jako frezowane integralne elementy.



W porównaniu z dotychczasowymi samolotami wielozadaniowymi Dornier LTA odznacza się większym komfortem, niższymi kosztami eksploatacyjnymi, prostszą obsługą, większą elastycznością eksploatacji w zastosowaniach zarówno cywilnych, jak i wojskowych, możliwością korzystania z krótszych pasów startowych i eksploatacji we wszelkich warunkach meteorologicznych. Analiza rynku wykazuje, że liczyć można na sprzedaż ponad 1000 samolotów — do czerwca 1978 r. zgłoszono już ponad 50 opcji. Przeprowadza się skrupulatną wycenę samolotu, gdyż dostosowanie ceny do rynku jest kluczem do sukcesu w jego sprzedaży.

Dane techniczne wersji 19-miejscowej, bez ciśnieniowanej kabiny: rozpiętość 17,81 m; długość 16,60 m; wysokość 5,55 m; powierzchnia płata 33,93 m²; wydłużenie płata 9,34; masa własna z wyposażeniem 3995 kg; zapas paliwa 795 kg; maksymalny zapas paliwa 2000 kg; masa użyteczna 2900 kg; udźwig 1710 kg; masa startowa 6500 kg; maksymalna prędkość przelotowa 440 km/h; wznoszenie 6,5 m/s; długość startu na 15 m 550 m; zasięg z rezerwą paliwa IFR 600÷900 km; zasięg maksymalny 2100 km.

W. K.

Szybowce używane w Polsce: wczoraj, dziś i jutro

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

W artykule przeprowadzono analizę zmian liczby, osiągnięć i rodzajów sprzętu szybowcowego używanego w Polsce w ostatnim 50-leciu, ze szczególnym uwzględnieniem stanu obecnego, oraz przedstawiono prognozę na najbliższe 10 lat.

Zwyczaj przedstawiając rozwój konstrukcji lotniczych mówi się przede wszystkim o prototypach. Jednak one są jedynie wskaźnikami osiągnięć w dziedzinie aerodynamiki i konstrukcji, a nie świadczą o poziomie szeroko stosowanej techniki lotniczej. Na prototypach bite są rekordy i wygrywane zawody. Lecz ileż lat później widzimy w aeroklubach szybowce, w jednostkach wojskowych myśliwce, czy na liniach komunikacyjnych samoloty pasażerskie — o osiągnięciach dorównujących prototypom i egzemplarzom rekordowym.

We wszystkich dotychczasowych opracowaniach na temat naszego sprzętu szybowcowego rozpatrywane są prototypy i ich osiągnięcia — a nie omawia się poziomu sprzętu znajdującego się w powszechnym użyciu w aeroklubach. Dlatego warto spojrzeć na to zagadnienie choć raz z punktu widzenia użytkownika a nie konstruktora. Aby nie sugerować się prototypami i typami używanymi

w pojedynczych egzemplarzach — z rozważań zostały wyeliminowane szybowce używane w liczbie mniejszej niż 5 sztuk.

Choć pierwsze wzloty wykonał Czesław Tański prawie 80 lat temu, jednak dopiero w latach dwudziestych zaczęło się rozwijać szybownictwo w Polsce. W latach 1923 i 1925 odbyły się w Polsce pierwsze zawody szybowcowe. Szybowce uczestniczące w tych zawodach były prototypami zbudowanymi w pojedynczych egzemplarzach. Na zawodach w Białce wystąpiło 9 szybowców, na Oksywiu — 19. Ponieważ był to jedyny sprzęt w tym okresie w naszym kraju — krótko go scharakteryzujemy. Były to szybowce zbliżone swymi osiągnięciami do szybowców szkolnych o doskonałości rzędu 9 do 11. Ich niedopracowanie pod względem stateczności oraz brak przeszkolenia u pilotów spowodowały, iż możliwości sprzętu nie zostały wykorzystane. Najdłuższy lot wykonany w 1923 r. trwał 3 min 6 s, a w 1924 r. 65 s.

Faktyczny rozwój naszego szybownictwa liczymy od lotu Szczepana Grzeszczyka 26 maja 1928 r. na CW-I, gdy osiągnął 4 min 13 s. W 1928 r. mieliśmy 1 szybowiec, w 1929 r. — 2, a w 1930 r. — 5, zaś w 1931 — już 16. Zgodnie z przyjętym na wstępie kryterium sprzęt można analizować dopiero od 1931 r., gdyż dopiero wtedy mieliśmy ponad 5 szybowców jednego typu.

W analizie zostanie przedstawiony rozwój poszczególnych kategorii szybowców pod względem ich liczby, osiągnięć i własności, a następnie zmiany jakie zaszły w rodzajach stosowanych szybowców.

Szybowce szkolne (jednomiejscowe)

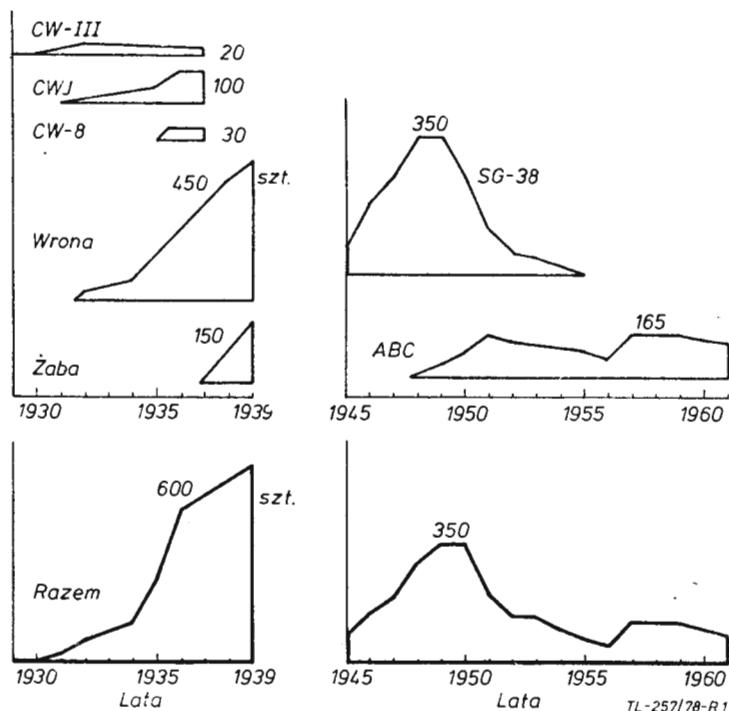
Od 1930 do 1954 r. szkolenie odbywało się niemal wyłącznie na szybowcach jednomiejscowych. Były one stosowane do 1961 r., gdy je wycofano z użycia i skasowano. Jednomiejscowy szybowiec szkolny ukształtował się w świecie na przełomie lat dwudziestych i trzydziestych oraz udoskonalił w latach trzydziestych. Postęp techniczny szedł tu raczej w kierunku własności eksploatacyjnych niż osiągnięć. Zwiększano stateczność, własności przeciwkorkociągowe, odporność na twarde lądowanie, oraz łatwość remontów i wymiennosć części. Natomiast osiągi raczej nie ulegały zmianom; doskonałość była rzędu 10 (Wrona — 11, SG-38 — 10, ABC — 9) zaś min. opadanie przekraczało 1 m/s.

Nasze szybownictwo od 1930 r. używało szybowców CW-III (20 szt.), od 1932 r. CWJ (100 szt.), od 1932 r. Wrony a następnie Wrony bis (łącznie 450 szt.), od 1935 r. CW-8 (30 szt.) i od 1938 r. Żaby (150 szt.). W latach 1945÷1955 używane były SG-38 (350 szt.), a w latach 1949÷1961 ABC (165 szt.). W chwili przejścia na system szkolenia na szybowcach dwumiejscowych w 1961 r. skasowano 149 szt. ABC. Najwięcej szybowców szkolnych było w latach 1936÷1939 (470÷600 szt.) a następnie 1947÷1951 (250÷375).

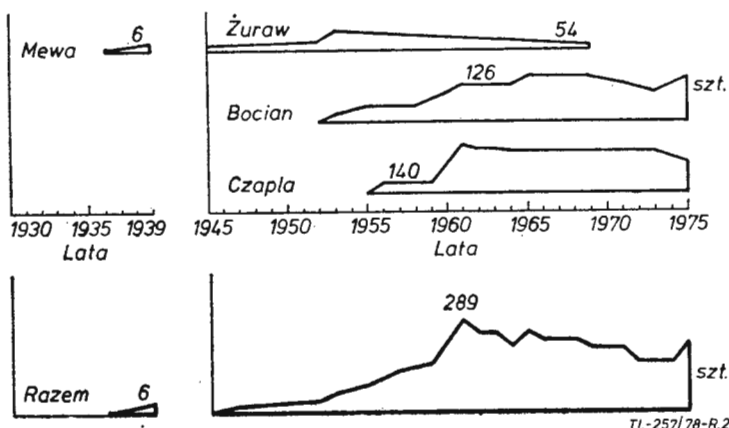
Szybowce dwumiejscowe

Kategoria szybowców dwumiejscowych rozwinęła się na świecie z przeznaczeniem do lotów wyczynowych. Jako szybowce wyczynowe powstały Mewa, Żuraw czy Bocian. Zmiana metod szkolenia, zapotrzebowanie na dwumiejscowe szybowce szkolne oraz likwidacja klasy szybowców dwumiejscowych na zawodach — doprowadziły do degradacji dwumiejscowych szybowców wyczynowych do roli szybowców szkolnych. Poważnym czynnikiem dodatkowym był wzrost wymagań pod względem osiągnięć stawiany szybowcom szkolnym. Specjalnie budowane szybowce szkolne, jak Czapla, były spóźnione w czasie ze względu na szybki wzrost stawianych wymagań. Równocześnie okazało się, iż dotychczasowe szybowce wyczynowe właśnie dobrze spełniają te wymagania. To przekwalifikowanie szybowców dwumiejscowych dało w wyniku znikomy postęp w zakresie ich osiągnięć. Doskonałość ich od lat jest rzędu 25 (Mewa z 1936 r. — 25, Bocian — 26).

Raczej nie należy się spodziewać dużego rozwoju osiągnięć dwumiejscowych szybowców szkolnych, ze względu



Rys. 1. Liczba jednomiejscowych szybowców szkolnych



Rys. 2. Liczba szybowców dwumiejscowych

na ich wysoki poziom oraz ogólnosiwiatową tendencję przechodzenia na szkolenie za pomocą dwumiejscowych motoszybowców. U nas pierwszym krokiem w tym kierunku jest wprowadzenie do użytku pierwszych Ogarów w 1975 r. o doskonałości 21. Wydaje się, że najważniejszy do szkolenia jest szybowiec oraz motoszybowiec o doskonałości 26÷28.

Polskie szybownictwo w latach 1938÷1939 używało 6 szybowców Mewa, w latach 1945÷1969 48 Żurawi, od 1953 r. Bociany (126 szt.), a od 1955 r. Czaple (140 szt.). Najwięcej szybowców dwumiejscowych mieliśmy w latach 1961÷1968 (282÷245).

Szybowce przejściowe

Przy szkoleniu metodą jednomiejscową niezbędny był szybowiec pośredni między szkolnym (mającym doskonałość 10÷11), a treningowym (mającym doskonałość 19). W naszym szybownictwie używana była Czajka od 1931 r., Czajka bis od 1936 r. (razem 140 szt.) oraz Salamandra od 1936 r. do 1961 r. (przed wojną 130 szt., po wojnie 196 szt.). Doskonałość Czajki wynosiła 13,5, Salamandry 15,2. Ze zmianą systemu szkolenia 54 Salamandry skasowano w 1961 r.

Szybowce treningowe

W latach 1934÷1951 szybowiec treningowy był podstawowym szybowcem klubowym do pierwszych lotów wyczynowych i treningu. Wyraźny rozwój tej kategorii nastąpił u nas w latach 1934÷1938. W 1934 r. wszedł do użytku Komar (75 szt. w 1939 r.) o doskonałości 19 oraz jego uproszczona i wzmocniona odmiana Sroka przeznaczona do szkolenia w lotach holowanych, (doskonałość 18, w 1939 r. — 50 szt.). Delfin, używany od 1938 r. (50 szt.) był na pograniczu szybowca treningowo-wyczynowego mając doskonałość 21,4.

W 1945 r. odziedziczyliśmy po okupantach szybowce Jeżyk (Grunau Baby II B). Były one używane w latach 1945÷1954 (230 szt.). Jeżyk, dostosowany do szkolenia bez użycia szybowca przejściowego — miał doskonałość 17. Wprowadzone do użytku w 1949 r. Komary (25 szt.) były w użyciu do 1967 r., lecz nie odegrały większej roli. Bowiem od 1952 r. podstawowym szybowcem klubowym stały się Muchy. Również Sroka (22 szt.) używana od 1959 r. do 1975 r. była szybowcem zbytecznym w istniejącym systemie szkolenia i treningu.

Przed wojną liczba szybowców treningowych doszła do 185 w 1939 r. Po wojnie najwięcej ich było w 1949 r. (230 szt.), zaś od 1955 r. do 1966 r. było ich około 20.

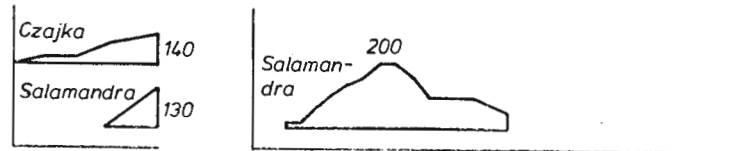
Zmiana systemu szkolenia i treningu w połowie lat pięćdziesiątych zlikwidowała zapotrzebowanie na szybowce tej klasy.

Szybowce kl. standard i kl. klubowej

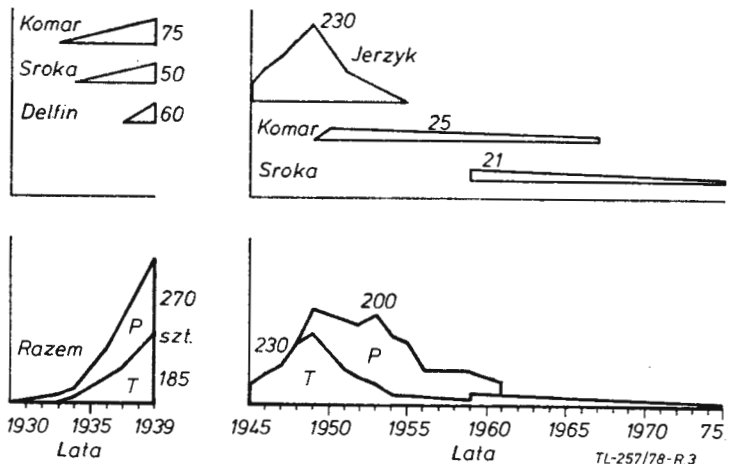
Szybowce wyczynowe o rozpiętości do 15 m najpraktyczniej jest dzielić na zawodnicze i klubowe. Przy czym te pierwsze po kilku latach użycia przechodzą do grupy drugiej.

Pierwszy nasz szybowiec prekursor klasy standard, Orlik, z 1937 r. był użyty w 17 egzemplarzach. Po wojnie do 1954 r. używane były poniemieckie Olimpie (21 szt. — w 1949 r.). W 1949 r. w klubach pojawiły się Muchy. Szybowiec ten wkrótce stał się podstawowym sprzętem klubowym zarówno do lotów wyczynowych jak i treningu wyczynowego. Do momentu wejścia do użytku Jaskółek Muchy były sprzętem na którym zdobywano srebrne odznaki, bito rekordy i brano udział w zawodach. Much bis i ter było w użyciu 120. Używane były do 1963 r. Od 1956 r. zaczęły je zastępować Muchy 100 (255 szt.), których w 1975 r. było ponad 100 w użyciu. W 1960 r. aerokluby otrzymały Muchy Standard. Liczba ich doszła do 176 szt. w 1962 r. Dość szybko zeszły one z pozycji szybowca zawodniczego do roli klubowego, gdyż w 1961 r. kluby otrzymały pierwsze Foki, a następnie kolejne ich wersje Foka C, Foka 4 i Foka 5. Maksymalna ich liczba w użyciu wynosiła 73 w 1973 r. W 1971 r. aerokluby otrzymały szybowce klubowe Pirat. Liczba ich wynosi ponad 100 sztuk. W 1972 r. weszły do użytku Cobry 15 (ponad 20 sztuk). Następnym szybowcem tej klasy w aeroklubach jest laminatowy Jantar Std. Przez cały omawiany okres wprowadzanie nowych typów zawodniczych do użytku powodowało przesuwanie się starszych typów do klasy klubowej. Liczba szybowców standard w latach pięćdziesiątych wzrosła z 37 do 189, w sześćdziesiątych z 262 do 368, przy czym w połowie tych lat osiągnęła 424, zaś obecnie jest

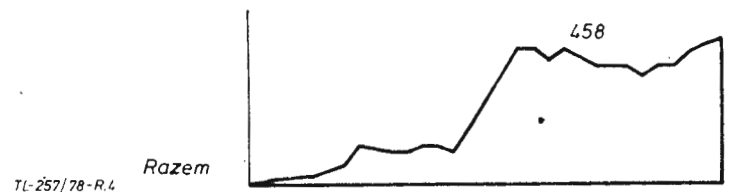
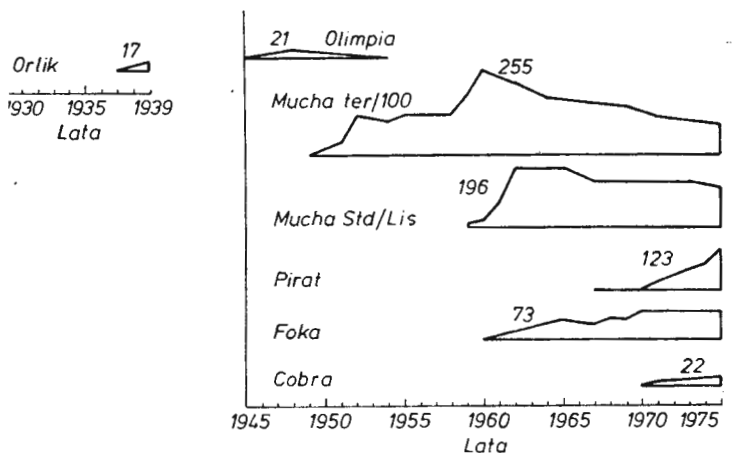
a. Szybowce przejściowe



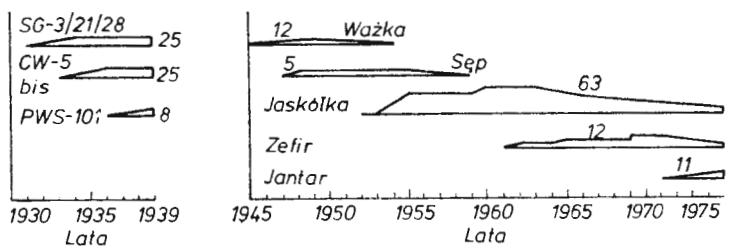
b. Szybowce treningowe



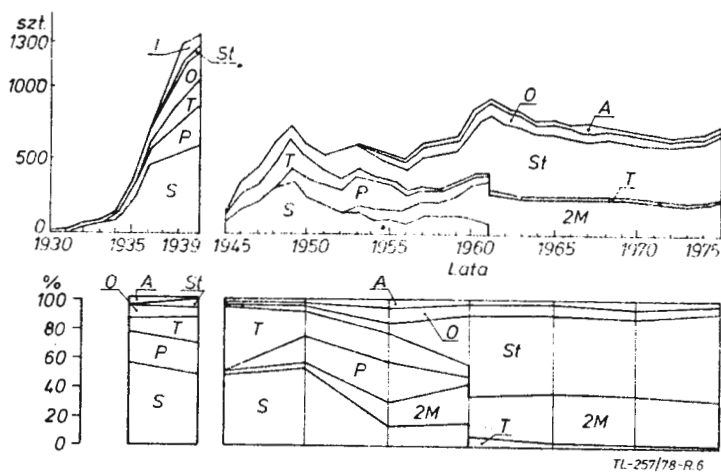
Rys. 3. Liczba szybowców przejściowych P i treningowych T



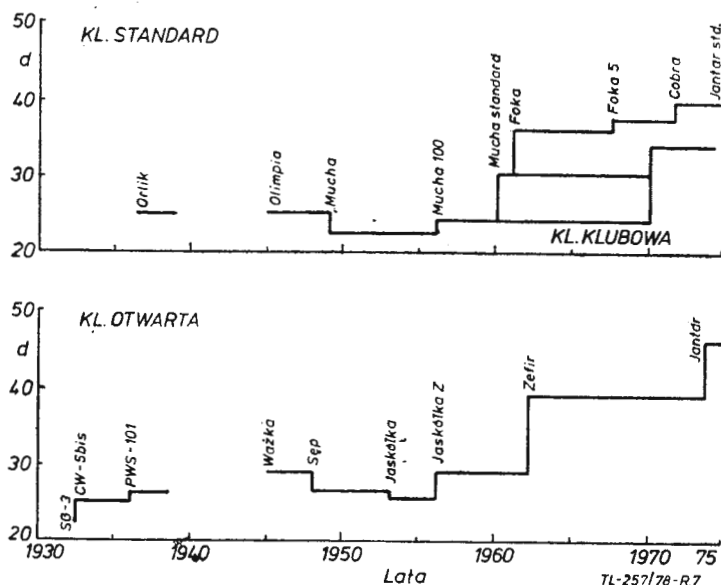
Rys. 4. Liczba szybowców klasy standard i klubowej



Rys. 5. Liczba szybowców klasy otwartej



Rys. 6. Zmiany rodzajów szybowców w użytkowaniu. Oznaczenia: S — szkolne, P — przejściowe, T — treningowe, I — inne, 2M — dwumiejscowe, St — standard, O — klasy otwartej, A — akrobacyjne



Rys. 7. Rozwój doskonałości szybowców w użyciu klasy standard i otwartej

jeszcze większa. Z tego połowa ma doskonałość poniżej 30, ćwierć — 30÷33 i ćwierć powyżej 34.

Osiągi szybowców tej grupy wzrastały dość szybko. Najsilniejszym zmianom ulegały doskonałość i prędkość optymalna. Doskonałość Orlika i Olimpii wynosiła 25. Używane w pierwszej połowie lat pięćdziesiątych Muchy ter miały doskonałość tylko 23, zaś Muchy 100 — doskonałość 24. Przełom lat pięćdziesiątych i sześćdziesiątych dał duży skok. Mucha Std wprowadzona do użycia w 1959 r. miała 27,8, a używana od 1961 r. Foka — 34. Przekroczenie doskonałości 30 dały profile laminarne. Używana od 1968 r. Foka 5 ma doskonałość 36, zaś wprowadzona do klubów w 1971 r. Cobra 15 — około 37. Używany od 1976 r. w aero-klubach Jantar Std ma doskonałość rzędu 40. Prędkość optymalna również wzrosła dość poważnie. U Orlika wynosiła ona 67 km/h, u Muchy 63 km/h, Muchy 100 — 70 km/h, Muchy Std — 75 km/h, Foki — 86 km, Foki 4 — 95, Jantara Std. — 105. Największy skok prędkości odbył się w latach 1955÷1965, gdyż z 63 km/h na 95 km/h. Obecnie należy się spodziewać wyraźniejszego podziału szybowców na zawodniczą klasę standard o doskonałości 40 i więcej oraz klasę klubową o doskonałości rzędu 32÷34.

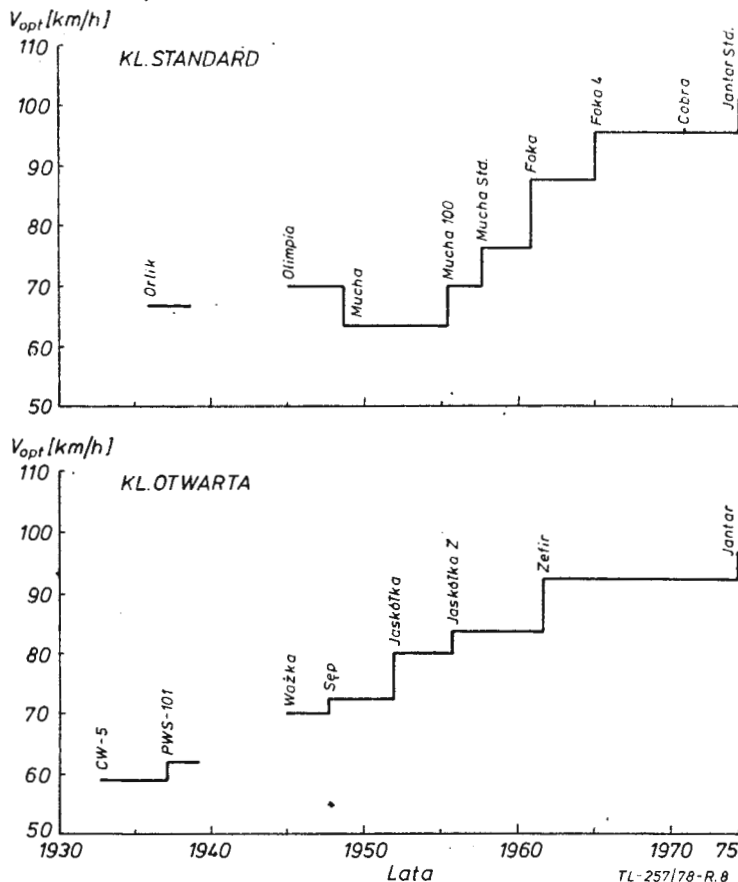
Szybowce kl. otwartej

Pierwsze nasze szybowce wyczynowe z początku lat trzydziestych, SG-21, SG-28, SG-3 czy CW-5 bis — ze względu na swą rozpiętość należy zaliczyć do klasy otwartej. Rzeczywista doskonałość najlepszych z nich dochodziła do 23. Szybowców SG używanych licznie od 1933 r. było 25, zaś CW-5 bis używanych od 1934 r. również było 25. Pierwszym nowoczesnym szybowcem wyczynowym w użyciu był PWS-101 (1938 r.) o doskonałości 26 użyty w liczbie 8 sztuk.

Po wojnie do 1954 r. było w użyciu 12 poniemieckich Ważek, a od 1948 r. do 1959 r. 5 Sepów. W 1953 r. aero-

kluby otrzymują Jaskółki (63 szt.), które stają się naszym najważniejszym szybowcem wyczynowym tej klasy. W 1961 r. pojawiają się Zefiry 2, choć mniej liczne (12 szt.) jednak o znacznie wyższych osiągnięciach. W 1971 r. wchodzi do użycia Jantary (11 szt.). W latach 1955÷1970 liczba szybowców klasy otwartej przekraczała 50 szt. dochodząc do 63 szt.; obecnie jest o połowę mniejsza.

Rozwój osiągnięć szybowców tej klasy przebiegał następująco. Do wojny używano szybowce o doskonałości 23÷26.



Rys. 8. Rozwój prędkości optymalnej szybowców w użyciu klasy standard i otwartej

Używane zaraz po wojnie Ważki miały doskonałość 28÷29, Sep — 27, Jaskółka bis 26,5, Jaskółka Z — 28,5. Dopiero Zefir 2 (1962 r.) miał doskonałość powyżej 30 (34,5), zaś na następny skok, aż do 47, aerokluby musiały czekać do 1971 r. (Jantar). Wzrost prędkości optymalnej miał nieco inny przebieg. Szybowce SG i CW-5 bis miały prędkość 57÷59 km/h, a PWS-101 63 km/h. Ważka miała 70 km/h, zaś Sep 72 km/h. Największy skok odbył się w latach 1953÷1962 dzięki Jaskółce (80÷83 km/h) oraz Zefirowi 2 (95 km/h). Prędkość Jantara 1 wynosi 97 km/h. Pierwszy skok w osiągnięciach dokonał się dzięki profilom laminarnym, drugi dzięki konstrukcji laminatowej.

Szybowce akrobacyjne

Jest to kategoria szybowców, na którą w świecie nie ma zapotrzebowania. A i u nas zamówienia na szybowce akrobacyjne raczej zawsze przekraczały potrzeby. Przed wojną mieliśmy dwa szybowce akrobacyjne CW-7 i Sokół, zbudowane w seriach po 10 sztuk. Od 1952 r. do 1973 r. używane były Jastrzębie (36 szt.), zaś od 1966 r. — Kobyzy (30 szt.). Doskonałość szybowców przedwojennych wynosiła 15,4÷19, Jastrzębią — 19, zaś Kobyza — 27,8.

Konstrukcja szybowców

Przez całe ostatnie 40-lecie używane były u nas szybowce drewniane. Dopiero w 1974 r. weszły do użytku laminatowe Jantary. Niewątpliwie liczba szybowców laminatowych będzie u nas wzrastać.

Rozwój techniczny naszego szybownictwa można podzielić na następujące okresy:

- od 1930 r. — okres pionierskich prób
- 1930÷1955 — okres stosowania wielostopniowego sprzętu o niskich osiągnięciach

— 1956÷1961 — okres przestawiania się na nowy system

— od 1961 r. — okres stosowania dwustopniowego sprzętu (szybowiec dwumiejscowy i szybowiec wyczynowy)

— od 1974 r. — podokres: wprowadzanie szybowców laminatowych.

Należy podkreślić, że powyższy podział dotyczy przeważającej części sprzętu, a nie szybowców zawodniczych i rekordowych używanych w niedużej liczbie.

Jak należy przewidywać dalszy rozwój sprzętu dla naszych aeroklubów?

— Szkolenie szybowcowe odbywać się będzie zarówno na dwumiejscowych szybowcach jak i na motoszybowcach. Doskonałość ich będzie rzędu 25÷30, zaś liczba ich wyniesie około 200 sztuk.

— Podstawowym sprzętem aeroklubów powinien być tani i prosty szybowiec laminatowy klasy klubowej o doskonałości 32÷34. Szybowców takich powinno być 300÷400.

— Szybowce zawodnicze, zarówno klasy standard jak i otwartej będą używane w ograniczonych ilościach, rzędu 20÷30 sztuk. W jeszcze mniejszej liczbie będą stosowane dwumiejscowe szybowce wyczynowe o doskonałości powyżej 40.

— Potrzeba istnienia odrębnej kategorii szybowców akrobacyjnych jest raczej wątpliwa. W wielu krajach rolę szybowców akrobacyjnych przejęły szybowce kl. klubowej dopuszczone do akrobacji (np. Pilatus B-4 czy Salto).

— Nie można wykluczyć możliwości odrodzenia się bardzo prostych jednomiejscowych szybowców szkolnych (w rodzaju szybowca Hippie) jako najbardziej zaawansowanej odmiany lotni.

Rozważając wzrost osiągnięć szybowców można zauważyć, że we wszystkich kategoriach szybowców stale rośnie doskonałość. Naniesienie doskonałości w funkcji lat na wykres pozwala stwierdzić, że średnio doskonałość wzrasta o 2,5 jednostki w każdym dziesięcioleciu, z wyjątkiem szybowców wysokowyczynowych, gdzie ostatnio wzrost jest szybszy. Znajac wspomnianą zależność możemy przewidywać, że w latach 1980÷1985 doskonałość motoszybowców dwumiejscowych będzie rzędu 27,5, zaś szybowców klubowych około 35.

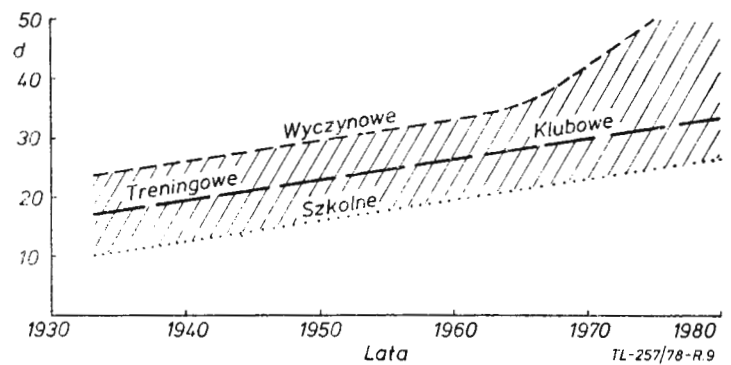
Innym wnioskiem z powyższej analizy jest zaobserwowanie pewnej prawidłowości rozwoju liczby szybowców jednego typu wchodzącego do użytku. Po przebadaniu prototypu do użytku wchodzi seria informacyjna kilkunastu sztuk. Po dwóch latach pojawia się w użyciu większa seria. Około 5 lat później wchodzi do użytku duża seria szybowców w wersji zmodyfikowanej. Otrzymany wykres ma profil ptasi. Seria informacyjna to dziób, I seria to głowa ptaka, zaś seria wersji zmodyfikowanej przypomina skrzydło. Podobny przebieg ma rozwój nowej kategorii szybowców.

NOWOŚCI TECHNICZNE

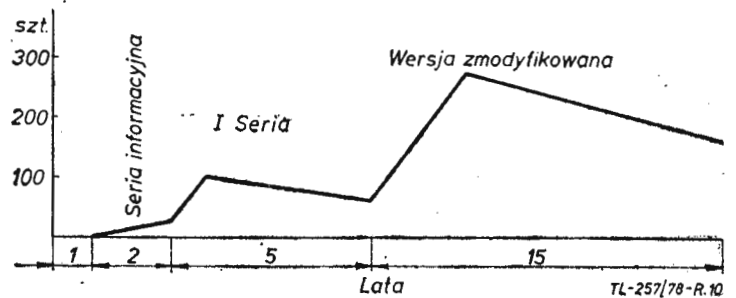
Prace grup studenckich RFN w dziedzinie szybownictwa

Przy wyższych uczelniach technicznych w RFN działają studenckie grupy lotnicze, tzw. Akaflieg (Akademische Fliegergruppen), które prowadzą prace naukowo-badawcze w dziedzinie techniki lotniczej. Poniżej omówione zostaną trzy tematy prac prowadzonych przez te grupy w zakresie szybownictwa.

Akaflieg Stuttgart zajmuje się zastosowaniem nowego włókna zwanego Kevlarem do zbrojenia tworzyw sztucznych używanych w budowie szybowców. Kevlar ma o 80% większy moduł sprężystości przy o 40% mniejszej masie niż włókno szklane, natomiast jego stosunek modułu sprężystości do masy jest tego samego rzędu, co dla włókna węglowego, z tym, że cena Kevlaru jest 5-krotnie niższa od ceny włókna węglowego. Jednak dotychczas zastosowanie Kevlaru w budowie szybowców napotykało na trudności, ze względu na jego małą wytrzymałość na ściskanie, związaną z budową molekularną Kevlaru (aromatyczne poli-amidy z molekułami łańcucha ułożonymi wzdłuż włókna). Przeprowadzone badania miały na celu znalezienie kompromisu między wytrzymałością a ceną włókien przez połączenie włókien kevlarowych z włóknami węglowymi. Stwierdzono, że wytrzymałość na ściskanie Kevlaru można znacznie zwiększyć, dodając niewielkie ilości włókien węglowych i nawet gdy jest ona jeszcze mniejsza od wytrzymałości



Rys. 9. Rozwój doskonałości szybowców różnych kategorii



Rys. 10. Rozwój liczby szybowców jednego typu w użyciu („ptasi profil”)

Trzeba przestrzec, że analiza liczbowa sprzętu, traktowana zbyt jednostronnie, może prowadzić do błędnych wniosków. Należy bowiem mieć na uwadze, że celem nie jest zwiększanie liczby szybowców, lecz liczby godzin wylatanych rocznie na posiadanym sprzęcie. Wzrost osiągnięć i własności użytkowych szybowców pozwala na zwiększenie ich rocznego wykorzystania, lecz wiąże się także ze wzrostem ich ceny. Istnieją natomiast duże możliwości zwiększenia rocznego wykorzystania szybowców przez lepszą organizację szkolenia i treningu. Z powyższych względów warto wiedzieć, że prawie przy takiej samej liczbie szybowców w 1950 r. liczba godzin wylatanych przez jeden szybowiec rocznie wynosiła 19,5 h, w 1956 r. — 59 h, zaś w 1963 r. — 74 h, czyli prawie 4-krotnie więcej niż w 1950 r.

czystych włókien węglowych, to i tak mieszanka taka może być z korzyścią zastosowana do budowy dźwigarów czy ke-sonów skrzydeł i w konstrukcji usterzenia. Z drugiej strony Kevlar, dzięki dużej ciągliwości, może zmniejszyć kruchość tworzyw zbrojonych włóknem węglowym, przy czym optymalizacja mieszanki pozwala na uzyskanie większej udatności, niż dla czystego Kevlaru. Wykonana z takiej mieszanki kabina zapewniłaby, w porównaniu z tworzywem zbrojonym włóknem szklanym, większe bezpieczeństwo pilota przy zmniejszonej masie konstrukcji. Natomiast tworzywa zbrojone czystym Kevlarem nadają się do budowy elementów niepracujących, takich jak osłony, fotele, klapy podwozia itp., przy czym ocenia się, że zysk na masie wynosiłby do 30%.

Akaflieg Aachen prowadzi prace nad systemem automatycznego sterowania klapami szybowca. Zasada systemu polega na określaniu przez pokładowy przelicznik optymalnego dla danych warunków lotu położenia klap i porównywaniu go z położeniem rzeczywistym — po pewnym, regulowanym, czasie klapy są ustawiane w położenie optymalne. Czas opóźnienia może być nastawiany przez pilota w zakresie od 0÷5 s. Przy określaniu optymalnego położenia klap układ sterowania uwzględnia zarówno prędkość lotu, jak i obciążenie powierzchni nośnej na podstawie masy

WAŚKOWSKI W.

Aufgaben und Zukunft von Schulungsflugzeugen in Luftnahunterstützungsversion (IV)

In dem Beitrag werden die Entwicklungsgeschichte des Alpha-Jet-Flugzeugs vom Entwurf bis zum Beginn der Serienherstellung, die Vorbereitung der technischen Basis und der Werkzeugzeug- und Vorrichtungsausrüstung zur Verwirklichung des Alpha-Jet-Programms, die Herstellungskosten sowie der Einzelpreis und die Exportprognose für diese Flugzeugklasse erörtert.

KORDZIŃSKI W.

Triebwerke für Düsen-Verkehrsflugzeuge der achtziger Jahre (II)

Im I Teil des Beitrags wurden die Entwicklungstendenzen von Zweistrom-Antriebswerken für Verkehrsflugzeuge mit der theoretischen Begründung über die Anwendung von grossen Strömungsgeschwindigkeiten — und Verdichtungs-Verhältnis sowie hohen Temperaturen vor der Turbine dargestellt. Der II Teil enthält eine allgemeine Einteilung der Flugmotore der achtziger Jahre nach dem Schub in vier Gruppen, sowie die Beschreibung von Motoren, die jede Einteilungsgruppe repräsentieren und entweder sich im Betrieb befinden, oder aber erst ausgearbeitet werden.

KAŹMIERCZYK F., TYMKIEWICZ B.

Beurteilung der Bodenverwendbarkeit für das Entwerfen von Flugplatz-Bodenfahrbahnen

In dem Beitrag wird eine Methode zur schnellen Beurteilung der Bodenfestigkeit für das Entwerfen von Bodenfahrbahnen dargestellt. Diese Methode sollte zur Bestandteile der wirtschaftlichen und technischen Entwurfsanalyse werden.

GRUSZECKI A.

Informatik im Zivilluftfahrtwesen

Im Aufsatz wird das Strukturschema eines organisations-funktionalen Informatiksystems sowie seiner Basis im zivilen Luftfahrtwesen behandelt. Dieses System hat die Aufgabe, der Zentralverwaltung für Zivilluftfahrt (Centralny Zarząd Lotnictwa Cywilnego) die operative Beurteilung der Arbeit von Betrieben zu ermöglichen sowie die Programmierung der Entwicklungsrichtungen in der Zivilluftfahrt zu unterstützen. Obwohl die Verwirklichung des Informatik-Anwendungsprogramms mit grösserem Aufwand seitens der Organisations — und Entwurfseinheiten verbunden ist, sind bedeutende wirtschaftliche Effekte in der Verwaltung, besonders bei der Nutzung der Flugzeugausrüstung sowie bei der Materialwirtschaft, für die Einführung dieses Systems ausschlaggebend.

GLASS A.

Segelflugzeuge in Polen in der Vergangenheit, Gegenwart und Zukunft

In dem Beitrag wird eine Analyse der Anzahländerungen, Leistungen und Arten von Segelflugzeugen durchgeführt, die in den letzten fünfzig Jahren in Polen verwendet wurden. Besondere Beachtung wird dem gegenwärtigen Stand geschenkt und eine Prognose für die nächsten 10 Jahre dargestellt.

WASKOWSKI W.

Задачи и будущее штурмовых вариантов учебно-тренировочных самолетов (IV)

В статье описано развитие самолета Альфа-Джет от аванпроекта до начала серийного выпуска, а также подготовки технической базы и оборудования для общей программы самолета. Указаны данные по стоимости производства, цене самолета и прогнозам экспорта самолетов этого класса.

KORDZIŃSKI W.

Двигатели для реактивных пассажирских самолетов восьмидесятих лет (II)

В I части статьи описаны направления развития двухконтурных двигателей для пассажирских самолетов, дано теоретическое обоснование применения больших отношений индивидуальности потоков газа и степеней сжатия, а также высоких температур перед турбиной.

Во II части дана общая классификация двигателей восьмидесятих лет на четыре тяговые группы и описаны двигатели характерные для каждой из групп — находящиеся в эксплуатации или-же только разрабатываемые.

KAŹMIERCZYK F., TYMKIEWICZ B.

Определение пригодности грунтов для проектирования аэродромных травяных покровов

В статье указан метод быстрого определения свойств грунтов, пригодный при проектировании грунтовых покровов аэродромов. Представленный метод должен являться элементом экономического и технического анализа при проектировании.

GRUSZECKI A.

Информация в гражданской авиации

Статья описывает схему организационно-функциональной структуры информатической системы в области гражданской авиации. Система создана для обеспечения Центральному Управлению Гражданской Авиации возможности оперативной оценки деятельности предприятий и программирования развития гражданской авиации. Реализация программы применения информатики востребует значительных проектных и организационных работ, но большие экономические результаты в области эксплуатации техники и снабжения материалами вполне обосновывает внедрение системы.

GLASS A.

Планеры применявшиеся в Польше: вчера, сегодня, завтра

В статье сделано анализ числа летных свойств и видов планеров применяющихся в Польше в течение последнего 50-летия, с учетом актуального состояния, а также дано прогноз на ближайшее 10 лет.

PRENUMERATA

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

Jednostki gospodarki społecznej, 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, 26, 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,— |

szybowca i fazy lotu, tj. współczynnika m. Równoległe z pełną automatyką rozwija się tańszy system, w którym specjalny przyrząd pokazuje wymagane położenie klap. Wersja ta kosztuje 1200 DM, podczas gdy cena systemu całkowicie zautomatyzowanego nie jest jeszcze ustalona.

Akaflieg Hannover bada możliwości zastosowania w szybowcach baterii słonecznych, których cena w ciągu ostatnich kilku lat obniżyła się z 1000 DM/W do 100 DM/W. Współczesne przetworniki krzemowe zamieniają energię słoneczną na elektryczną ze sprawnością 15%. Na szybowcu baterie słoneczne muszą zasilać mały akumulator, który następnie dostarcza prąd do radiostacji, elektrycznego wariometru itp. W celu stwierdzenia, jakiej przeciętnej mocy

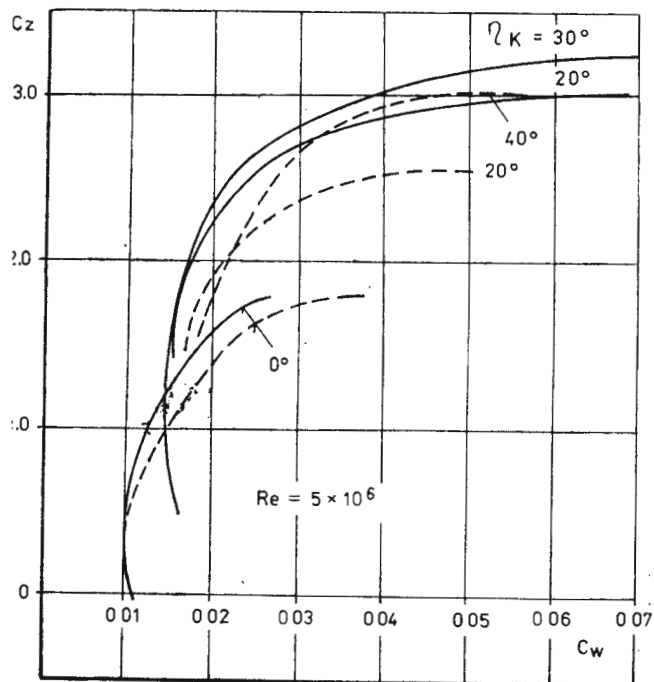
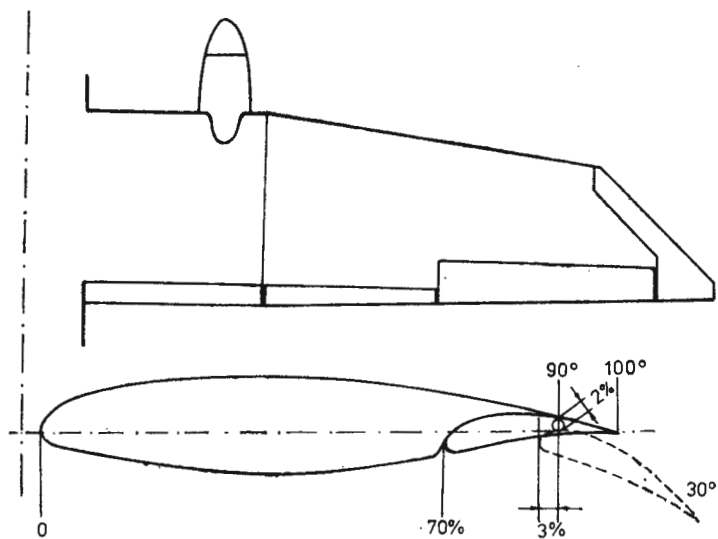
można oczekiwać od baterii słonecznych w czasie przelotu szybowca, zrealizowano na maszynie cyfrowej odpowiedni program badawczy. Poza tym wypróbowano składający się z 60 przetworników generator słoneczny o mocy 3 W i przeprowadzono pomiary w locie oddawanej przez niego energii w funkcji obciążenia i zachmurzenia. Badania te wykazały, że zasilanie urządzeń szybowca przez baterie słoneczne jest możliwe praktycznie w całym sezonie lotów szybowcowych, przy czym układ zasilający nie wymagałby w tym czasie żadnej obsługi. Słoneczny układ zasilający dla szybowca miał być przebadany w locie w 1978 r.

W.K.

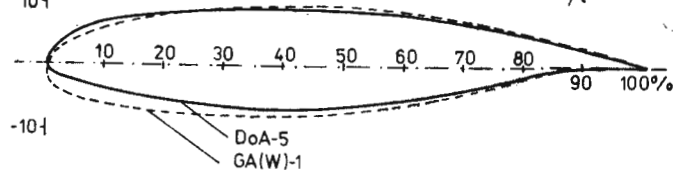
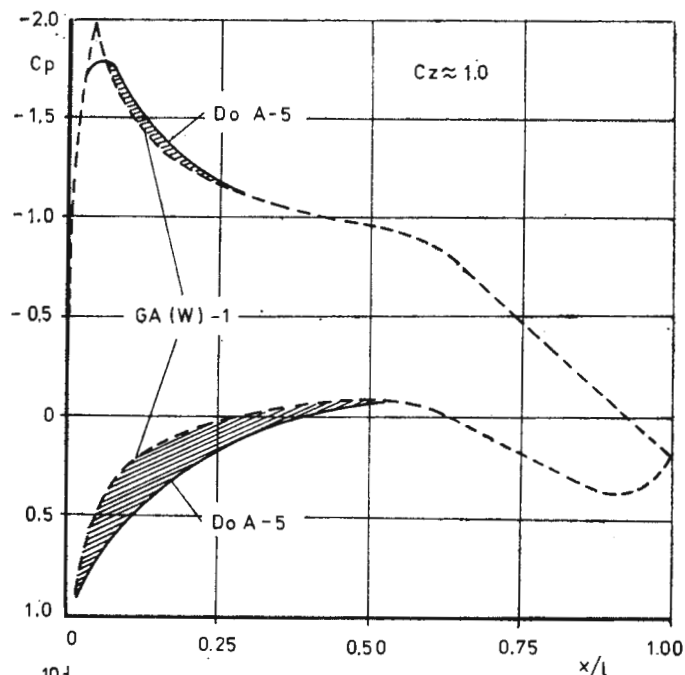
Nowy typ skrzydła dla lekkich samolotów

Firma Dornier opracowuje nowy typ skrzydła zwanego roboczo TNT (Tragflügel Neuer Technologie) i przeznaczony do samolotów wielozadaniowych oraz samolotów sportowych i turystycznych. Skrzydło ma profil DoA-5 będący modyfikacją nadkrytycznego profilu NACA GA(W)-1 — jest on ścieniony w przedniej części, ma nosek o mniejszym promieniu, a jego grubość względna jest

Korzystniejszy rozkład siły nośnej wzdłuż skrzydła powoduje zmniejszenie oporu indukowanego w zakresie małych prędkości lotu. Skrzydło TNT jest zaopatrzone w klapę jednoszczelinową o cięciwie 30%, która jednak zwiększa siłę nośną bardziej niż klapa dwuszczelinowa skrzydła o zwykłym profilu NACA 23018. Końcówka skrzydła ma obrys trójkątny.



zmniejszona do 16% (rysunek 2 przedstawia porównanie obu profili przeliczonych na tę samą grubość). Nowy profil daje mniejsze wyskoku podciśnienia nad noskiem i zwiększenie ciśnienia pod przednią częścią profilu, co zapewnia zmniejszenie momentu zerowego (przy $C_z = 0$).



Zalety nowego skrzydła mogą być wykorzystane w trojaki sposób: 1) do zwiększenia osiągnięć samolotu, 2) do zwiększenia masy startowej i 3) do zmniejszenia zapotrzebowania mocy. Przy tej samej mocy i masie startowej nowe skrzydło zapewnia skrócenie startu (i lądowania) i zwiększenie wznoszenia, dzięki większemu współczynnikowi szybowania w zakresie większych wartości C_z . Pozostawiając natomiast nie zmienione osiągi można będzie zwiększyć masę startową, a tym samym udźwig albo zasięg samolotu. W przypadku samolotu dwusilnikowego można uzyskać skrócenie startu o 25% i zwiększenie wznoszenia na jednym silniku o 30% albo zwiększenie zasięgu o 25÷60%, co dałoby obniżenie kosztów eksploatacyjnych o ok. 40%. W przypadku samolotu jednosilnikowego skrócenie startu wyniosłoby 25% i zwiększenie wznoszenia 15% albo zwiększenie zasięgu 45÷85% przy kosztach eksploatacyjnych obniżonych o 20%.

Skrzydło TNT ma być badane na zmodyfikowanym samolocie Dornier Skyservant z dwoma silnikami Garrett TPE331-5. Pierwszy lot samolotu jest przewidziany na początek 1979 r.

Program rozwoju nowego skrzydła jest popierany przez rząd RFN, który przeznaczył na ten cel 12,5 mln DM. Firma Dornier ma pokryć 30% kosztów.

W. K.

PZL - 106 A KRUK



agricultural aircraft

50 YEARS OF EXPERIENCE
20 THOUSANDS OF PZL AIRCRAFT BUILT



Manufacturer:

Centrum Naukowo-Produkcyjne

Samolotów Lekkich PZL-Warszawa

Al. Krakowska 110/114, 02-256 Warszawa

Poland

Phone: 46-00-31, Cable: Owuska, Telex 814 649

- 1000 kg chemical load
- 600 hp PZL-3 S radial engine
- Excellent visibility
- Very safe
- Good service access
- Height efficiency

 **PEZETEL**
POLAND

Exporter: PEZETEL Foreign Trade Enterprise
of Aviation Industry

ul. Przemysłowa 26, 00-950 Warszawa, Poland

PO.Box 371, Cable: Pezetel; Phone 28-50-71; Telex: 813 430