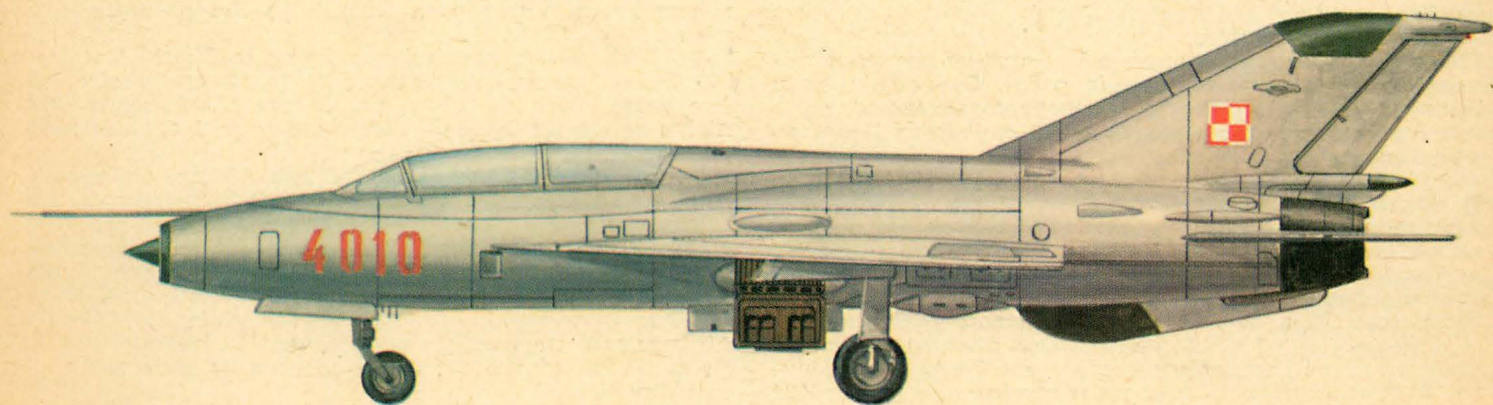
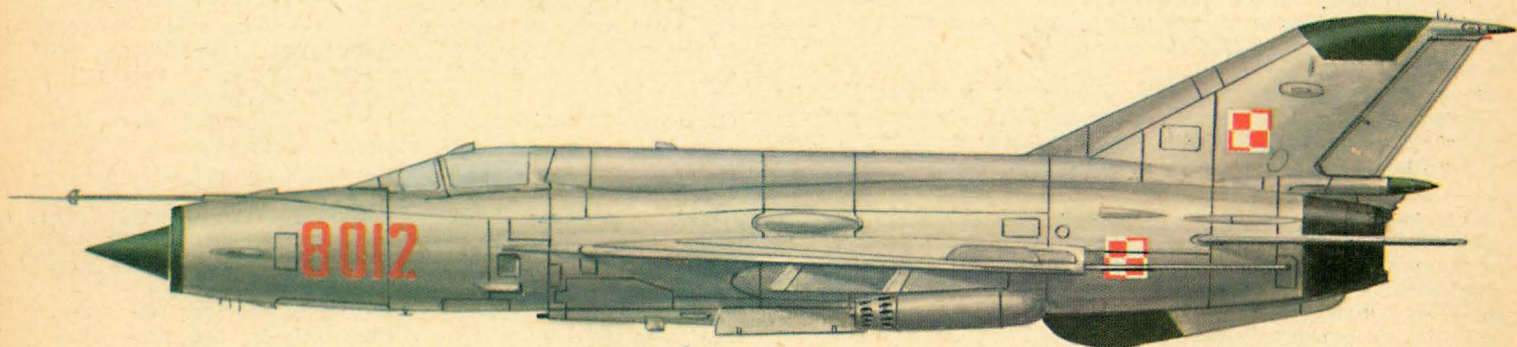
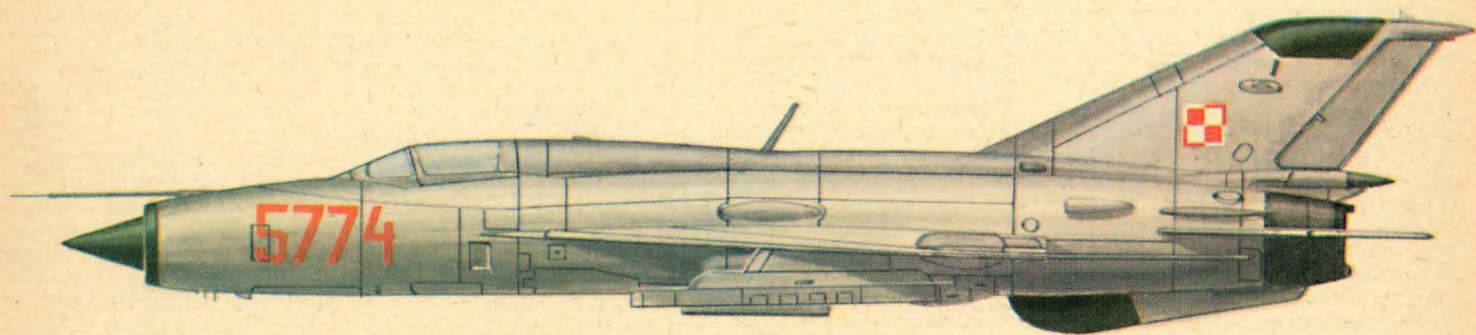


TECHNIKA

9'78

# lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



Cena zł 20,-

ISSN 0040-1145



● Производимые по лицензии в Польше легкие самолеты получили следующие обозначения: французский Аэроспаталь-Соката Rallye называется PZL-110 Колибр, американский Пайпэр Pa-28 Сенека II обозначен PZL-M-20 Мева. Летные испытания проходят двигатели построенные на заводе Вытвурня Спшенту Коммуникационного PZL-Жешув а именно: двигатель PZL-Franklin 4A-295B-3 проходит испытания на новом самолете PZL-110 Колибр (Rallye) а двигатели GA-350C-IP (с правыми оборотами) и PZL-Franklin, GA-350C-IL (с левыми оборотами) — на самолете PZL-M-20 Мева. Следует полагать, что указанные двигатели будут выпускаться серийно уже в 1979 г.

● Мотопланер Огар будет летать на польском двигателе. Вытвурня Спшенту Коммуникационного PZL-Жешув выполнила партию 5 штук двухцилиндровых двигателей обозначенных PZL-Franklin 2A-120C. Мощность двигателя составляет 43,6 квт (60 л.с.). После проведения летных испытаний на мотопланерах Огар на заводе в г. Бельско двигатели PZL-Franklin 2A-120C войдут в серийное производство.

● Как подает журнал „Горизонты Техники” № 4 за 1978 г. в связи с расширением кооперации с советскими заводами, строящими аэробус ИЛ-86, Вытвурня Спшенту Коммуникационного PZL-Мелец отвела для подготовки и надзора над продукцией в своем испытательно-прогрессивным Центре 400 специалистов. Среди них находятся наиболее талантливые и опытные конструктора, технологи, программисты, электроники, техники и рабочие с высшими профессиональными знаниями. Ввиду того, что изготовление настолько больших элементов как стабилизаторы, предкрылки и пилоны двигателей, требующих настолько точного сохранения размеров является для польской авиапромышленности новостью, следовало пополнить станковый парк новыми типами станков, часто уникальными, а между ними специальными станками с цифровым управлением, заклепочные, прессы для толстых заклепок, станки для виброшаровой обработки и виброшлифовки. Эти станки поставит СССР. Специалисты из Мельца, которые будут работать на этих станках, уже прошли обучение в СССР.

● Крылья — журнал Научно-Производственного Центра Легких Самолетов (прежний завод ВСК Окенце) публикует установленный предприятием план экспорта в разные районы.

— Социалистические страны:

Самолеты Ан-2, PZL-104 Вильга и PZL-106 Крук, а также запасные части к ним. Самолеты составляют 62% поставок в этот район. Главным получателем является Советский Союз (70% всего объема) затем ГДР (13%). В 1978 г. предприятие поставит в СССР 36 самолетов Вильга: 15 самолетов Вильга пойдет в ГДР, 12 в Румынию и 1 в Венгрию. Кроме этого, в социалистические страны будут выэксплуатированы ещё 10 самолетов PZL-106 Крук.

— Западные страны:

Главным предметом экспорта в эти страны является выполнение сельскохозяйственных работ. Это относится к Египету, Судану и Этиопии. Экспорт сельскохозяйственных услуг пополнится продажей 36 самолетов Крук, из чего 10 штук для Ирака.

● Расширяется диапазон работ выполняемых предприятием инстал в области воздушного транспорта и сборки объектов при помощи вертолетов применяемых, как летающие краны. За последнее время Инстал провел complicated операцию перевозки из Гданьска на полуостров Гель 30-метровой метеорологической вышки и установил её на конце полуострова. Уже пять лет летают польские пассажирские самолеты Северную Америку. В течении этих 60 месяцев самолеты совершили 1924 рейса через Атлантику и перевезли 210 тыс. пассажиров. Предусматривается расширение содействия между Польскими Авиалиниями ЛЕТ и греческими Олимпик Эируэйс. Директор Олимпик Эируэйс прибыл в Польшу для согласования деталей содействия. В будущем году будет открыта линия из Варшавы в Салоники. Кроме этого для польских самолетов станет доступным аэропорт в Афинах для международных посадок при рейсах на Дальний Восток (в Бомбей и Бангкок) а Олимпик Эируэйс начнут полеты из Атен в Варшаву, с возможностью продолжить рейсы в северном или северо-восточном направлении.

● New designations of light airplanes built under licence in Poland: The French Aérospatiale — SOCATA Rallye GT-100 was designated **PZL-110 Koliber**, the American Piper Pa-28 Seneca II — **PZL M-20 Mewa**.

● Engines built at the WSK PZL-Rzeszów factory under flight tests: The **PZL-Franklin 4A-295B-3** undergoes flight tests on the licence PZL-110 Koliber plane, the **PZL-Franklin 6A-350C-1R** (r.h. engine) and **PZL-Franklin 6A-350C-1L** (l.h. engine) on the PZL M-20 Mewa. The engines are expected to enter production in 1979.

● Ogar motor glider will be powered by Polish engines: The WSK PZL — Rzeszów factory made a pre-production batch of 5 two-cylinder engines designated **PZL-Franklin 2A-120C**. The engine power rating is 43.6 kW (60 hp). After flight testing on the Ogar, the engines will be put into production.

● Extension of the Soviet — Polish co-operation in the production of **Aerobus IL-86**: As reported by „Horyzonty Techniki” monthly (issue 4/78), the WSK PZL — Mielec delegated a 400-person staff to prepare and supervise production at the factory Experimental — Development Center. They are the most gifted and most experienced designers, process and electronic engineers, programming specialists, technicians and workers of top professional qualifications. Since production of so large high-accuracy components as stabilizers, slats and outriggers for engine nacelles is quite new for the Polish industry, the Soviet Union will supply new types of machine tools — very often unique — to complement our machine pool. Poland will receive, among other, numerically controlled machines, riveting presses, wheelbrators and vibro grinders. The operators have been already trained in the Soviet Union.

● Plan of export deliveries based on geographical division: „Skrzydła”, a magazine of the **Scientific — Production Center of Light Aircraft in Warszawa** (former WSK PZL — Okęcie), gives a plan of export deliveries worked out by the Company on the basis of geographical division. — Socialistic Countries:

Airplanes: PZL-104 Wilga and PZL-106 Kruk; spare parts for the two and for An-2. Share of these airplanes in the total value of deliveries is 62%. The main customer is the Soviet Union (70% of the total of deliveries), East Germany is second (13%). In 1978, the Center will deliver 36 PZL-104 Wilgas to the Soviet Union, 15 Wilgas to East Germany, 12 to Romania and 1 to Hungary. Besides, PZL-106 Kruk planes will be exported to the Socialistic countries.

— Other Countries:

Chief object of export in this market are agricultural aviation services rendered in Egypt, Sudan and Ethiopia. In addition to that, 36 PZL-106 Kruk planes are going to be sold, including 10 units to Iraq.

Worth mentioning is the extension of services rendered by the „Instal” Flying Crane Company in the area of air transport and construction works. Recently, „Instal” has carried out a difficult operation of transporting a 30 m meteorological tower from Gdańsk to Hel peninsula and setting it up there.

● Polish passenger airplanes flying to North America: The Polish planes have been flying to North America for five years. Over the sixty months the **IL-62s** made 1924 flights across the Atlantic ocean and carried 210 thousand passengers.

● Co-operation between **LOT Polish Airlines and Greek Olympic Airways** planned to be extended: Director of the Olympic Airways visited Poland to discuss details of the co-operation. Next year a new Warszawa — Salonika route will be started. Besides, Polish aircraft will have access to the airport in Athens during stopovers in flights to the Far East (Bombay and Bangkok) while the Olympic Airways will start flights from Athens to Warszawa with an extension of the flights in the northern or north — east direction.

● LOT Polish Airlines leading among Polish carriers: The **LOT Polish Airlines are first in point of labor efficiency** per one employee and furnishing of international pecuniary means. In 1977, LOT's share in passenger traffic in all transport in Poland was 0.1%, while in cargo carriage — 0.01%. Besides that, LOT furnishes 60% of all foreign currency obtained by transport. Labor efficiency expressed in Polish zlotys is very good as well: in 1977, one employee earned 935.5 thousand zł for LOT, the average in the entire Polish transport being three times lower and amounting to 308.4 thousand zł.

Adres Redakcji:

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

Wydawca:

WYDAWNICTWA CZASOPISM TECHNICZNYCH NOT

SPIS TREŚCI

	Str.
J. Lewitowicz: 25 lat działalności Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych . . . . .	1
Z KRAJU. ZE ŚWIATA . . . . .	2
STATYSTYKA LOTNICZA: Odrzutowe samoloty treningowe i treningowo-szturmowe w krajach zachodnich (I.I.1977 r.) . . . . .	4
J. Nowacki: Aerospektrografia — problemy techniczne i możliwości jej wykorzystania w świetle dotychczasowych badań . . . . .	5
K. Zuchowicz: Oświetlenie samolotu . . . . .	7
S. Szczeciński, R. Szczepanik: Eksperymentalna metoda oszacowania cyrkulacji wiru przedwlotowego . . . . .	9
R. Bekiesiński: Niektóre zagadnienia paliw do lotniczych silników turbinowych . . . . .	11
W. Jarominek, Z. Żmudziński: Węzły elektroenergetyczne samolotów — struktury (I) . . . . .	13
POLSKIE PATENTY LOTNICZE . . . . .	16
PROTOTYPY: Rockwell XFV-12A . . . . .	17
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY: Lotnictwo wojskowe . . . . .	18
KARTOTEKA TLIA: CASA C-101 . . . . .	19
McDonnell Douglas — Northrop F-18 . . . . .	21
POMOCE KONSTRUKCYJNE: Metoda określania maksymalnych naprężeń do projektu wstępnego skrzydła samolotu . . . . .	23
W. Waśkowski: Zadania i przyszłość szturmowych wersji samolotów szkolno-treningowych (I) (PROBLEMY ROZWOJU LOTNICTWA) . . . . .	27
M. Augustynowicz: Automatyczna centrala telegraficzna KLB-5 na lotnisku Warszawa-Okęcie (PROBLEMY RUCHU LOTNICZEGO I LOTNISK) . . . . .	30
H. Tomaszek: Ocena niezawodności pewnej klasy elementów na przykładzie zużycia opony lotniczej (LOT PROBLEMY) . . . . .	32
KSIĄŻKI LOTNICZE . . . . .	34
III Konferencja — aktualne problemy lotnictwa polskiego . . . . .	35
P. Bartoszewski: Rozwój samolotu MiG-21 (Z DZIEJÓW TECHNIKI LOTNICZEJ) . . . . .	37
PROTOTYPY: Dassault-Breguet Mirage 2000 . . . . .	40

Na okładce: Wersje samolotu MiG-21 — rys. K. Cieślak



WYDAWNICTWA  
 CZASOPISM  
 TECHNICZNYCH NOT

Warszawa  
 Czackiego 3/5

**Redaktor naczelny:**  
 mgr inż. Andrzej Glass

**Z-ca Sekretarza Redakcji:**  
 Emilia Łazarewicz

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

**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. Kotodziński, mgr inż. T. Kostia, mgr inż. J. Kowalczyk, mgr inż. T. Królikiewicz (przewodniczący), mgr inż. R. Legięcki, mgr inż. A. Misiorek, mgr Z. Pawlak, inż. R. Woliński.

Zakłady Graficzne „Tamka”. Zakład nr 1, W-wa. Zam. 1093/c/78, Nakład 4150 egz.

Papier druk. sat. IV kl. 70 g. A1. S-5.

Cena pojedynczego egz. zł 20.—

Prenumerata roczna zł 240.—

INDEKS 37909

NOWACKI J.

**Aerospectrography — Technical Problems and Application Potentials in the Light of the Existing Research**

The application of aerospectrography to the investigation of the spectral reflection coefficient of topographic features and spectral transmission coefficient of the atmosphere in the photographic range of the electromagnetic radiation spectrum is evaluated. The effects of exposure conditions, film type and photochemical processing on the spectrogram quality are discussed.

ZUCHOWICZ K.

**Aircraft Lighting Systems**

The publication deals with development trends of light sources and methods of interior and exterior aircraft illumination.

SZCZECIŃSKI S., SZCZEPANIK R.

**An Experimental Method of Evaluating Pre-Intake Vortex Circulation**

The article presents an experimental method of evaluating preintake vortex circulation by simple technical means.

BEKIESIŃSKI R.

**Some Aspects of Aircraft Turbine Engine Fuels**

The increased aircraft speed and as a consequence increased fuel tank heating demand modifications of the used jet engine fuels and development of new ones aiming at increasing their thermostability. The Polish petroleum industry commences the production of a new fuel with increased high-temperature resistance.

JAROMINEK W., ŻMUDZIŃSKI Z.

**Electric Power Junctions in Aircraft — Structures (I)**

The article deals with aircraft electric power junction designs and their applicability in different types of aircraft.

WAŚKOWSKI W.

**The Role and Future of Ground-Attack Version of Training Aircraft (I)**

The first part of the article deals with the reasons behind the ever growing demand for primary jet trainers and their tactical support versions. Characteristics, performances and equipment postulated by the army as well as world production and distribution of the first generation of this class of aircraft are discussed.

AUGUSTYNOWICZ M.

**KLB-5 Automatic Telegraph Exchange at Warszawa-Okęcie Airport**

The functioning of a new KLB-5 automatic telegraph exchange, designed on the basis of Mitra-15 computers produced by a French company, has been discussed. The organization of the KLB-5 system and its capabilities are presented.

TOMASZEK H.

**The Reliability Evaluation of a Certain Class of Components Presented on the Example of Aircraft Tire Wear-Down**

The methods of determining the reliability of parts utilizing data on the wear-down progress are presented.



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ  
STOWARZYSZENIA  
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW  
MECHANIKÓW POLSKICH

XXXIII WRZESIEŃ 1978

# TECHNIKA 9

# lotnicza

## i ASTRONAUTYCZNA

## 25 lat działalności Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych

Doc. dr hab. inż. JERZY LEWITOWICZ  
Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych



Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych jest placówką naukowo-badawczą Ministerstwa Obrony Narodowej rozwiązującą problemy techniczne dla potrzeb lotnictwa Sił Zbrojnych i innych rodzajów wojsk. Opracowania instytutu są także wykorzystywane i wdrażane w gospodarce narodowej.

W 1953 roku utworzony został Instytut Naukowo-Badawczy Wojsk Lotniczych, który w 1958 roku zmienił nazwę na Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych przejmując i rozwijając podstawowe kierunki działania dawnego INBWL. Okres 1953-1956 można scharakteryzować jako czas tworzenia podstaw organizacyjnych swojej działalności. Lata 1957-1958 są okresem rozwoju tej działalności. Od 1959 roku wyraźnie wykształcają się podstawowe kierunki działalności badawczej. Skupiają się one wokół systemu eksploatacji statków powietrznych, w którym można wyróżnić takie podsystemy jak: użytkowanie statków powietrznych, ich obsługiwanie i kierowanie lotnictwem. Każdy z tych podsystemów zawiera kierunki i obszary działania związane ze środkami organizacyjnymi sprzęgającymi technikę z zespołami ludzkimi (z metodami, środkami i procedurami działania, technologią i remontem, zaopatrywaniem i normami technicznymi). Rozwiązywanie tych problemów wynika ze specyfiki zadań lotnictwa wojskowego do utrzymania stanu gotowości bojowej samolotów i śmigłowców przy najwyższym możliwym do osiągnięcia poziomie bezpieczeństwa wykonywania lotów i możliwie najniższych nakładach finansowych.

Wiele tematów realizowanych jest w ramach problemu węzłowego „Optymalizacja eksploatacji pojazdów mechanicznych i maszyn w gospodarce narodowej w latach 1976-1980”. Instytut prowadzi również różnorodne badania z dziedziny niezawodności eksploatacyjnej sprzętu lotniczego, w którym na czoło wysuwają się problemy diagnostyki technicznej i profilaktyki zapewniającej bezpieczeństwo lotów. W tym zakresie ITWL ma na swoim koncie wieloletnią działalność i poważny dorobek teoretyczny i praktyczny.

Opierając się na teorii niezawodności opracowano i wdrożono do praktyki w jednostkach lotniczych nowy model obsługi statków latających, którego praktycznym elementem są tak zwane jednolite zestawy obsługi technicznej h. Istotą tego modelu jest zoptymalizowanie czasu wykonywania różnorodnych prac obsługowo-kontrolnych przy maksymalnym zwiększeniu poziomu niezawodności i bezpieczeństwa lotów.

Prace instytutu obejmują badania własności użytkowych samolotów i śmigłowców prowadzących do zwiększenia zdolności manewrowych lotnictwa oraz siły ognia środków bojowych. Dla zwiększenia zdolności manewrowych jednostek lotniczych instytut prowadzi prace, których treścią są metody budowy i modernizacji lotnisk oraz technologie budowy i remontu nawierzchni lotniskowych.

Wdrożono już do praktyki diagnozowania samolotów i śmigłowców, opracowane w ITWL nowoczesne metody badania stanu technicznego lotniczych silników turbino-

wych za pomocą analiz stanów i przebiegów przejściowych, metody określania zdatności układów łożyskowania silników za pomocą izotopów, wczesne wykrywanie pęknięć części silników i płatowców różnymi metodami defektoskopowymi. Jednostki lotnicze wyposażone są w przewożone kompleksowe stanowiska diagnostyczne, opracowane w ITWL. Metody te i środki techniczne do ich stosowania służą zarówno do diagnozowania stanu zdatności, jak i wczesnego wykrywania stanów awaryjnych.

Problematyka kierowania i szkolenia podsystemami lotniczymi, którą zajmuje się instytut, obejmuje zarówno środki techniczne systemów informacyjnych i treningowych jak i systemy ocen oraz metody dowodzenia oddziałami i pododdziałami. Do tej grupy tematów należą opracowane i wdrożone różnego rodzaju imitatory sytuacji powietrznych do szkolenia pilotów, operatorów i nawigatorów oraz naprowadzania samolotów własnych na wykryte cele powietrzne. Opracowania te przy współczesnym stanie wysoko wyspecjalizowanych systemów lotniczych stały się już z ekonomicznego punktu widzenia — nieodzowną koniecznością.

Opracowania instytutu znajdują bezpośrednio i pośrednio zastosowanie w różnych gałęziach gospodarki narodowej. Instytut zawsze udostępnia i rozpowszechnia uzyskane wyniki swoich prac naukowo-badawczych przedsiębiorstwom, uczelniom, innym placówkom badawczym; rozpowszechniono opracowane i produkowane tensometry foliowe, których technologie produkcji przekazano ośrodkowi produkcyjnemu Politechniki Łódzkiej. Znane są również w kraju zestawy do defektoskopii barwnej. Centralna Stacja Ratownictwa Górniczego wprowadziła na stałe do środków urządzeń ratowniczych gaśniczy agregat do likwidowania pożarów w kopalniach węgla, opracowany w ITWL w oparciu o lotniczy silnik turbinowy. W zakładach produkcyjnych, w górnictwie węgla kamiennego stosuje się opracowane w instytucie metody badania zużycia części maszyn fluorescencją izotopową, a następnie metody laserowej holografii, badania struktury krystalicznej, metody badawczej przy użyciu tensometrii rezystencyjnej i wiele innych.

Miarodajną oceną prac instytutu i jego osiągnięć są nagrody i wyróżnienia w konkursach o zasięgu krajowym lub ogólnowojskowym, poziom i duża liczba zgłaszanych wynalazków i uzyskiwanych patentów oraz wzorców użytkowych, obronione rozprawy doktorskie i habilitacyjne z dorobku techniki lotniczej.

Współczynnik wdrożeń opracowań i wynalazków instytutowych jest bardzo wysoki. Jest to miarą społecznej przydatności twórców i pracowników instytutu. Osiągnięcia te są wynikiem zaangażowanej postawy stanu osobowego instytutu, ścisłej współpracy z użytkownikami prac na wszystkich etapach realizacji tematów naukowo-badawczych. Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych stanowi liczącą się placówkę frontu badawczo-wdrożeniowego lotnictwa Sił Zbrojnych PRL.



## POLSKA

● Produkowane w Polsce licencyjne lekkie samoloty otrzymały następujące oznaczenia: Francuski Aérospatiale — SOCATA Rallye GT-100 nazywa się obecnie PZL-110 Koliber, amerykański Piper Pa-28 Seneca II został oznaczony PZL M-20 Mewa.

● Próby w locie przechodzą silniki zbudowane w Wytwórni Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Rzeszów, a mianowicie: silnik PZL-Franklin 4A-295B-3 przechodzi badania na licencyjnym samolocie PZL-110 Koliber (Rallye), a silniki PZL-Franklin 6A-350C-1R (silnik prawy) i PZL-Franklin 6A-350C-1L (lewy) na samolocie PZL M-20 Mewa (Seneca). Należy się spodziewać, iż wymienione silniki będą produkowane seryjnie już w 1979 r.

● Motoszybowiec Ogar będzie latał na polskich silnikach. Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Rzeszów wykonała partię informacyjną liczącą 5 sztuk 2 cylindrowych silników oznaczonych PZL-Franklin 2A-120C. Moc silnika wynosi 43,6 kW (60 KM). Po przeprowadzeniu badań w locie na Ogarze, silniki PZL-Franklin 2A-120C wejdą do produkcji seryjnej.

● Jak podały *Horyzonty Techniki* nr 4 z 1978 r. w związku z rozszerzeniem zakresu kooperacji radziecko-polskiej przy budowie aerobusu Il-86 Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Mielec, współpracująca z zakładami radzieckimi, budującymi aerobus, skierowała do przygotowania i nadzoru produkcji w swoim Ośrodku Badawczo-Rozwojowym wydzielony 400-osobowy sztab. W jego skład weszli najlepsi i najbardziej doświadczeni konstruktorzy, technolodzy, programiści, elektronicy, technicy i robotnicy o najwyższych kwalifikacjach zawodowych. Ponieważ wytwarzanie tak wielkich elementów, jak stateczniki, sloty i wysięgniki dla gondoli silnikowych, wymagających szczególnej precyzji wykonania, jest dla polskiego przemysłu nowością, należało uzupełnić park maszynowy o nowe typy obrabiarek, często unikalne, a m.in. specjalne obrabiarki sterowane numerycznie, prasy do nitowania grubego, urządzenia do wibrokułowania i wibroszlifowania. Urządzenia te dostarczy Związek Radziecki. Do ich obsługi pracownicy Mielca już uprzednio zostali przeszkoleni w ZSRR.

● *Skrzydła* — czasopismo Centrum Naukowo-Produkcyjnego Samolotów Lekkich w Warszawie (dawne WSK PZL-Okęcie) podaje ustalony przez przedsiębiorstwo plan dostaw eksportowych według podziału geograficznego.

## — Kraje Socjalistyczne:

Samoloty: PZL-104 Wilga i PZL-106 Kruk oraz części zamienne do nich i do samolotu An-2. Udział samolotów w globalnej wartości dostaw na ten obszar wynosi 62%. Głównym odbiorcą jest Związek Radziecki (70% całości), na drugim miejscu znajduje się NRD (13%). W 1978 r. przedsiębiorstwo dostarczy do Związku Radzieckiego 36 samolotów PZL-104 Wilga; 15 Wilg zostanie skierowanych do NRD, 12 do Rumunii i 1 na Węgry. Ponadto przedsiębiorstwo wyeksportuje jeszcze do Krajów Socjalistycznych 10 samolotów PZL-106 Kruk.



Samolot szkolno-treningowy TS-11 Iskra wystawiony w ub. r. na Salonie Lotniczym w Paryżu, a w br. na Targach Poznańskich i Międzynarodowej Wystawie Lotniczej w Farnborough  
Fot. T. Królikiewicz

## — Kraje Zachodnie:

Głównym przedmiotem eksportu na ten obszar są usługi agrolotnicze, wykonywane w Egipcie, Sudanie i Etiopii. Eksport usług uzupełni sprzedaż 36 samolotów PZL-106 Kruk, z czego 10 sztuk dla Iraku.

● Rozszerza się zakres wykonywanych usług przez przedsiębiorstwo Instal w dziedzinie powietrznego transportu i montowania obiektów za pomocą śmigłowców używanych jako latające dźwigi. Ostatnio Instal przeprowadził bardzo skomplikowaną operację przetransportowania z Gdańska na Półwysp Helski 30-metrowej wieży meteorologicznej i ustawienia jej na cyplu Półwyspu.

● Już od pięciu lat polskie samoloty pasażerskie latają do Ameryki Północnej. Przez te 60 miesięcy samoloty Il-62 odbyły 124 rejsy przez Ocean Atlantycki i przewiozły 210 tys. pasażerów.

● Przewiduje się rozszerzenie współpracy pomiędzy polskimi liniami lotniczymi LOT a greckimi Olympic Airways. W celu omówienia szczegółów współpracy, w Polsce bawił dyrektor Olympic Airways. W przyszłym roku ma być uruchomiona linia z Warszawy do Salonik. Ponadto dla polskich samolotów zostanie udostępnione lotnisko w Atenach, do międzylądowań przy rejsach na Daleki Wschód (do Bombaju i Bangkoku), z kolei Olympic Airways rozpoczyna loty z Aten do Warszawy z przedłużeniem rejsów w kierunku północnym lub północno-wschodnim.

● W resorcie komunikacji Polskie Linie Lotnicze LOT zajmują przodujące miejsce pod względem wydajności pracy na jednego zatrudnionego i dostarczaniu zagranicznych środków płatniczych. W 1977 r. udział LOTu w przewozach pasażerskich w resorcie komunikacji wyniósł 0,1%, a udział ładunków przewiezionych samolotami kształtował się w granicach 0,01%. LOT dostarcza 60% wszystkich środków dewizowych transportu. Jeżeli chodzi o wydajność pracy mierzoną w złotychkach, LOT wykazuje się bardzo dobrymi wynikami: 1 pracownik LOTu wypracował w 1977 r. 935,9 tys. złotych, podczas gdy średnia w całym resorcie komunikacji była prawie trzykrotnie niższa i wynosiła 308,4 tys. złotych.



## FINLANDIA

● Finlandia do uzbrojenia swego lotnictwa wojskowego wybrała angielski samolot treningowo-szturmowy Hawk. Przegrującym konkurentem okazał się zachodnoniemiecko-francuski Alpha Jet. W trakcie prób kwalifikacyjnych fińskie lotnictwo przeprowadziło bardzo dokładne próby wytrzymałościowe. Zdaniem Finów, inne badane pod względem parametrów wytrzymałości samoloty treningowo-szturmowe znacząco ustępowały Hawkowi. Hawk jest wyposażony w angielsko-francuski silnik Adour o ciągu (bez dopalania) 2350 daN. Wartość kontraktu na dostawę czterech kompletnych Hawków i 46 elementów do tych samolotów, które będą następnie montowane w Finlandii, wynosi 100 mln dol. Finlandia ma również w późniejszym czasie dostarczać pewną część elementów do montażu.

● Motoszybowcowa odmiana popularnego fińskiego szybowca Pik-20E o rozpiętości 15 m będzie miała zmieniony zespół napędowy, gdyż używany dotychczas dwusuwowy silnik Kohler o mocy 26,6 kW (35 KM) okazał się za słaby dla startu szybowca z balastem wodnym z trawiastego lotniska. Zastosowano obecnie silnik Bombardier-Rotax o pojemności 500 cm<sup>3</sup>, przeznaczony w zasadzie dla motorowych sani. Po zastosowaniu nowego silnika wznoszenie wynosi 2,7 m/s przy maksymalnej masie startowej 470 kg, start na 15 m wymaga pasa długości 520 m.



## FRANCJA

● Francuskie Lotnictwo Wojskowe (L'Armée de l'Air) ogłosiło warunki techniczne, którym ma odpowiadać nowy samolot szkolny, oznaczony jako Epsilon. Samolot ma służyć do szkolenia elewów szkół lotniczych i przeprowadzania prób kwalifikacyjnych, po których uczniowie będą, zgodnie z wykazanymi zdolnościami, kierowani do szkół specjalnych: pilotów myśliwskich, transportowych i śmigłowcowych. Obecnie takie próby i szkolenie odbywają się przez 70 godzin na samolotach Magister. Epsilon ma

być jednosilnikowym, tłokowym samolotem o mocy zespołu napędowego nie wyższej niż 210 kW (do 300 KM) i ciężarze startowym do 1000 kg. Podstawowym warunkiem przyznania kredytów przysięzłemu producentowi jest niski koszt samolotu i jego eksploatacji. We Francji przypuszcza się, iż budowę Epsilon podejmie SOCATA — filia państwowego koncernu Aérospatiale, znany producent lekkich samolotów Rallye.

● Liczba cywilnych samolotów i szybowców w tym kraju wzrosła w 1977 r. o 203 szt. do 8352 maszyn z czego na 31.12.1977 r. było zarejestrowane 6664 samoloty, 245 śmigłowców i 1360 szybowców. Z ogólnej liczby samolotów 530 sztuk to konstrukcje amatorskie, 521 transportowe, należące do linii lotniczych, a 5631 znajduje się w posiadaniu osób prywatnych lub przedsiębiorstw m.in. agrolotniczych.



IRAN

● Iran ponownie zakupuje wielkie ilości sprzętu wojskowego, tym razem nie bezpośrednio, lecz w systemie kooperacji z amerykańską wytwórnią śmigłowców Bell. Do 1985 r. Iran (umowa z Bellem) ma wyprodukować 400 śmigłowców, w tym 50 Bell 214 i 350 sztuk Bell 214 ST z wydłużonym kadłubem.



MEKSYK

● W Meksyku zostanie założona montownia samolotów brazylijskiej firmy Embraer, która następnie ma się rozwinąć w zakład produkcyjny. Pierwszym montowanym samolotem w Meksyku będzie rolniczy Embraer Ipanema, którego wstępna seria ma liczyć 23 samoloty.



RFN

● Od 1973 r., kiedy liczba rejestracji motoszybowców osiągnęła swój szczyt, zaznaczył się spadek zainteresowania tym sprzętem i zmniejszenie jego produkcji. W 1973 r. zachodniemiecki rejestr sprzętu latającego zarejestrował 145 nowych motoszybowców w 1977 r. — tylko 55. Jest to najniższy poziom rejestracji od 1968 r. Łącznie od 1963 r. zachodniemiecki przemysł lotniczy wyprodukował ponad 1500 motoszybowców. Na 31.12.1977 r. w rejestrach sprzętu lotniczego RFN figurowało 111 motoszybowców jednomiejscowych i 687 — dwumiejscowych, w tym: 235 motoszybowców z silnikiem o mocy 44 kW (60 KM), 50 z silnikiem 53 kW (72 KM), 288 motoszybowców z silnikiem po 33 kW (45 KM) oraz kilkadziesiąt maszyn wyposażonych w silniki różnych klas.



SZWAJCARIA

● Przeciwożarowy samolot Pilatus Turbo Porter wyposażony jest w zbiorniki o pojemności 1000 l wody, którą tankuje on w przeciągu 1 minuty. Zrzut wody obejmuje powierzchnię 60×15 m. Jako optymal-

ną prędkość dla zrzutu wody uznano 140÷150 km/h przy wysokości lotu 10÷20 m nad wierzchołkami drzew. W przeciągu ubiegłych 9 lat przeciwpożarowe samoloty Pilatus Turbo Porter wylatały 734 godzin i dokonały 4052 zrzuty wody.



USA

● Firma Lockheed dostarczyła już 1500 wojskowych turbośmigłowych samolotów transportowych C-130 Herkules o udźwigu handlowym do 20 000 kg. Zasięg samolotu, w zależności od masy ładunku, do 11 000 km. Herkules napędzany jest 4 silnikami Allison T56-A-15 o mocy po 3500 kW każdy.

● Została podana cena odrzutowego wojskowego samolotu o przedłużonym kadłubie przeznaczonego do transportu żołnierzy i zaopatrzenia (samolot logistyczny) C-15, ewentualnego następcy popularnego transportowego samolotu Herkules. Cena ma wynosić 25 mln dol. Równocześnie producent samolotu, firma Mc Donnell Douglas, projektuje budowę cywilnej odmiany C-15. Ma ona zastąpić pasażerski samolot tejże firmy DC-8F. Cena odmiany cywilnej — około 22 mln dol.

● W latach 1968÷1977 liczba produkowanych rocznie lekkich samolotów cywilnych w Stanach Zjednoczonych wzrosła o 3300 sztuk (16 900 sztuk), śmigłowców cywilnych o 418 sztuk do 940 maszyn. W tym samym czasie wartość wyprodukowanych lekkich samolotów wzrosła z 421 mln dol. do 1700 mln dol., a śmigłowców z 57 mln dol. do 400 mln dol. (ten nieproporcjonalny wzrost wartości produkcji w stosunku do liczby zbudowanego sprzętu należy przypisać zarówno większej doskonałości sprzętu, zwłaszcza śmigłowców, które w większości zostały wyposażone w silniki turbinowe zamiast tłokowych, jak i efektem inflacji, gdyż spadek wartości dolara w tym czasie sięga około 50% — przyp. red.).

● W pierwszym kwartale br. odbył się oblot 7-osobowego samolotu dyspozycyjnego Hustler 400 firmy American Jet Industries. Hustler 400 nr 01 ma ciśnieniową kabinę i jest napędzany silnikiem turbośmigłowym PT6A-41 ze śmigłem ciągnącym. Prototyp 02 będzie wyposażony w dodatkowy silnik odrzutowy Williams WR19-3-11, umieszczony w tylnej części kadłuba. Budowa prototypu 02 dobiega już końca. Hustler 03 będzie poddany próbom wytrzymałościowym i dynamicznym w końcu br.

● Lekki śmigłowiec Enstrom 280 C z tłokowym silnikiem z doładowaniem będzie miał powiększoną masę handlową o 72 kg tj. o 21%. Zwiększenie ładowności śmigłowca w dużym stopniu poprawi jego wartość eksploatacyjną.

● Northrop otrzymał kolejne zlecenie od Pentagonu na opracowanie odmiany rozpoznawczej samolotu myśliwsko-bombowego F-5E oznaczonej RF-5E. Northrop już zbudował ponad 3200 samolotów rodziny F-5, które z uwagi na swe osiągi oraz niską cenę cieszą się wielkim powodzeniem na światowym rynku: 23 państwa mają w swym wyposażeniu różne odmiany samolotów F-5. Ostatnio wpływa coraz więcej zamówień na dwumiejscową odmianę tego samolotu (F-5F). Tempo produkcji wynosi obecnie średnio po 13 samolotów rodziny F-5 miesięcznie.

● Firma Sikorsky po wygraniu konkursu otrzymała zamówienia od Armii Lądowej USA na dostawę 1107 śmigłowców transportowych (na drużynę żołnierzy z pełnym uzbrojeniem) oznaczonych UTTAS UH-60A Black Hawk. Koszt programu, obejmujący produkcję, dostawę części zamiennych i szkolenie pilotów wynosi 3454 mln. dol., tzn. cena jednostkowa śmigłowca sięga 3,12 mln dol. Z okazji otrzymania kolejnego zamówienia na dostawę 200 morskich śmigłowców LAMPS dla Wojennej Marynarki USA (śmigłowiec jest odmianą UH-60A i ma oznaczenie LAMPS Mk-III UH-60B, w śmigłowcu zainstalowano możliwie dużo elementów śmigłowca Black Hawk). Sikorsky podał planowaną wartość produkcji nowych śmigłowców: 750 mln dol. i koszt jednostkowy płatowca — 1,5 mln. dol. bez silników, awioniki i uzbrojenia.



W. BRYTANIA

● Rolls-Royce przedłuża okres międzyremontowy swych silników rodziny Viper. Viper 522, napędzające samoloty Hawker Siddeley 125—500 do 4000 godzin i Viper 600 dla najnowszych odmian HS-125—500 do 2500 h.

● Utworzona Arabsko-Brytyjska Spółka Śmigłowcowa ma uruchomić licencyjną produkcję wielozadaniowych wojskowych i cywilnych śmigłowców Lynx w Egipcie. Na początku Wielka Brytania dostarczy 20 śmigłowców, następnie elementy do montażu 30 Lynxów. Przewiduje się, iż Egipt zbuduje 230 Lynxów w nowo powstających zakładach w Heluanie koło Kairu. Śmigłowce te będą przeznaczone dla Egiptu, Arabii Saudyjskiej, Kataru i Federacji Emiratów znaną Zatoką Perskiej. Podobne przedsiębiorstwo zostało utworzone w celu licencyjnej produkcji silników Gem (moc 666 kW) dla Lynxów. Wartość dostawy silników Gem ma wynieść około 170 mln dol. Westland Helicopters i Rolls Royce — producenci odpowiednio śmigłowców Lynx i silników Gem — są odpowiedzialni za techniczne i menażerskie wyszkolenie egipskiego personelu.



ZSRR

● Aeroflot — największy w świecie przewoźnik lotniczy przewiół w 1977 r. 100 mln pasażerów. Długość linii krajowych wynosi 650 tys. km., a zagranicznych 350 tys. km. Samoloty Aeroflotu lądują w 100 zagranicznych portach w 80 krajach. Najdłuższą zagraniczną trasą jest linia Moskwa — Lizbona — Hawana — Lima, którą samoloty Il-62 przebywają w 21 godzin, mijając 8 stref czasu. W ZSRR praktycznie każde większe miasto ma port lotniczy. W mniejszych miejscowościach znajdują się przygotowane lądowiska dla lżejszych samolotów i śmigłowców.

● Szybko przebiega rozbudowa lotnisk, zwłaszcza w miejscowościach, gdzie będą odbywały się Igrzyska Olimpijskie. W 1980 r. międzynarodowe lotnisko w Moskwie będzie mogło odprawić po minimum 10 000 pasażerów na godzinę.

**Aermacchi MB-326 [sztuk]**

Australia	80	A <sup>1)</sup>
Boliwia	15	C
Brazylia	130	C
Ghana	7	C
Rep. Pld. Afryki	181	C
Tunezja	20	C
Togo	3	
Włochy	130	A
Zair	17	C
Zambia	18	C
Zjedn. Rep. Arabska Egiptu	4	
<b>Razem</b>	<b>605;</b>	<b>w tym 178 — odmiana szturmowa</b>

**Bac Jet Provost/Strikemaster [sztuk]**

Arabia Saudyjska	35	B—C
Ekwador	12	C
Irak	20	A
Kenia	5	C
Kuwejt	9	B
Nowa Zelandia	14	B
Oman	18	B
Sri Lanka	8	B
Wielka Brytania	160	A—B
<b>Razem</b>	<b>296;</b>	<b>w tym 110 — odmiana szturmowa</b>

**Canadair Tutor CL-41 [sztuk]**

Kanada	85	B—C
Malajzja	20	B—C
<b>Razem</b>	<b>105;</b>	<b>w tym 10 — odmiana szturmowa</b>

**Cessna T-37/A-37 [sztuk]**

Brazylia	10	A—B
Burma	12	C
Chile	64	C
Ekwador	14	C
Grecja	18	sprzęt w likwidacji
Honduras	6	C
Jordania	12	B
Kolumbia	10	B—C
RFN	47	B
Pakistan	20	B
Peru	30	B
Portugalia	25	B
Tajlandia	30	C
Turcja	23	A
Urugwaj	8	C—D
USA	788	B
<b>Razem</b>	<b>1174;</b>	<b>w tym 237 — odmiana szturmowa A-37</b>

**De Havilland Vampire T [sztuk]**

Burma	6	A—B
Chile	11	A
Indie	2	A
Liban	3	A
Meksyk	3	A
Rodezja	8	A
Szwajcaria	35	A—B
<b>Razem</b>	<b>68</b>	
<b>Folland Gnat [sztuk]</b>		
Wielka Brytania	40	sprzęt w likwidacji

**Fouga Magister [sztuk]**

Algieria	20	B
Belgia	40	B
Finlandia	60	A
Francja	300	B
Irlandia	6	B
Izrael	80	B
Kamerun	4	B
Liban	8	B
Libia	12	B
Maroko	24	B
Salwador	3	
Rwanda	6	
Togo	5	
Uganda	8	
<b>Razem</b>	<b>576;</b>	<b>w tym 111 — odmiana szturmowa</b>

**Hal/Histustand Aircraft Lloyd/Kiran [sztuk]**

Indie	85	C—D
<b>Hispano HA-200/220 [sztuk]</b>		
Egipt	35	A—B
Hiszpania	95	A—B
<b>Razem</b>	<b>130;</b>	<b>w tym 65 — odmiana szturmowa</b>

**Lockheed T-33 [sztuk]**

Belgia	12	A
Boliwia	13	A—B
Brazylia	10	A
Burma	6	A
Chile	8	A
Dania	15	sprzęt w likwidacji
Ekwador	12	A—B
Etiopia	11	A
Filipiny	10	A—B
Francja	132	A
Grecja	50	sprzęt w likwidacji
Gwatemala	5	
Honduras	3	
Indonezja	10	A

Japonia	56	A
Jugosławia	15	A
Kanada	15	A
Kolumbia	10	A
Libia	3	A
Meksyk	25	A—B
Nikaragua	6	A—B
Pakistan	12	A—B
Peru	8	A
Portugalia	12	A—B
Pld. Korea	30	A—B
Hiszpania	20	A
Tajlandia	24	A—B
Turcja	30	A
Urugwaj	6	A
USA	110	A
<b>Razem</b>	<b>566;</b>	<b>w tym 52 — odmiana szturmowa</b>

**Morane Saulnier Paris [sztuk]**

Argentyna	36	A
-----------	----	---

**Northrop T-38 [sztuk]**

RFN	46	A—B
Tajwan	30	B
USA	822	A—B
<b>Razem</b>	<b>838</b>	

**Northrop F-5B [sztuk]**

Brazylia	6	B
Etiopia	2	A
Grecja	20	B
Holandia	30	B
Jordania	4	B
Kanada	22	A
Malajzja	2	B
Maroko	2	B
Norwegia	14	B
Turcja	15	A
Wenezuela	4	B
<b>Razem</b>	<b>119</b>	

**North American Rockwell T-2 [sztuk]**

Grecja	40	C—D
Maroko	20	C—D
USA	195	A—B
Wenezuela	24	C
<b>Razem</b>	<b>279;</b>	<b>w tym 44 — odmiana szturmowa</b>

**SAAB-105 [sztuk]**

Austria	36	B
Szwecja	138	B
<b>Razem</b>	<b>174;</b>	<b>w tym 56 — odmiana szturmowa SAAB-105G</b>

<sup>1)</sup> Litery po liczbie samolotów oznaczają w jakim terminie poszczególne kraje zamierzają wymienić samoloty treningowe i treningowo-szturmowe na nowy sprzęt. Litera A oznacza, iż wymiana nastąpi w okresie pięcioletnia, poczynając od 1 stycznia 1977 r., litera B — w ciągu 10 lat od 1 stycznia 1977 r., litera C — w okresie 10-15 lat i litera D w ciągu 20 lat. Samoloty odrzutowe treningowe i treningowo-szturmowe III generacji zostały na dzień 1.VII.1978 r. zamówione w następujących ilościach: Alpha Jet — 474 szt. Hawk — ok. 250 szt. (pertraktacje w sprawie dalszych zamówień znajdują się w toku) CASA 101 — 40 szt.





# Aerospektrografia — problemy techniczne i możliwości jej wykorzystania w świetle dotychczasowych badań

Mgr inż. JÓZEF NOWACKI

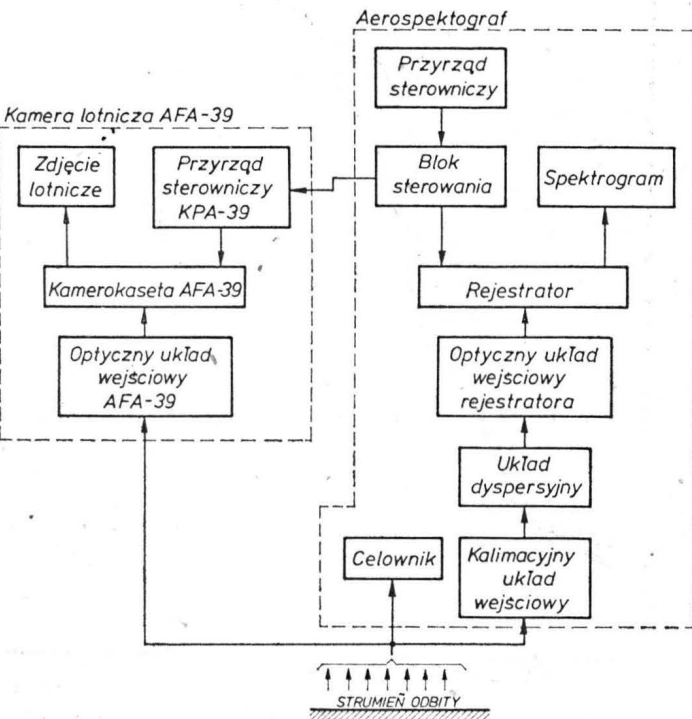
Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych

Omówiono zastosowanie aerospektrografii do badań widmowego współczynnika odbicia elementów krajobrazu i widmowego współczynnika przepuszczania atmosfery w zakresie fotograficznym promieniowania elektromagnetycznego. Wpływ warunków ekspozycji, rodzaju błony fotograficznej i obróbki fotochemicznej na jakość spektrogramu.

W miarę rozwoju teledetekcyjnych metod w badaniach środowiska geograficznego uzyskuje się coraz dokładniejsze informacje o jego elementach. Zwiększenie dokładności uzyskiwanych informacji jest związane z wykorzystywaniem wąskich wycinków widma fal elektromagnetycznych. Ilość informacji zależy również od odpowiedniego doboru zakresów widma poszczególnych kanałów oraz ich ilości. Odpowiedzi na pytania: jakich informacji można oczekiwać i w których kanałach można je uzyskać otrzymamy z porównania widmowych charakterystyk odbicia światła od poszczególnych elementów środowiska naturalnego. Sposobem do otrzymywania takich charakterystyk m.in. jest aerospektrografia.

Aerospektrografia umożliwia otrzymywanie i rejestrowanie widmowego rozkładu promieniowania odbitego w kierunku aerospektrografu od elementów krajobrazu określonego obszaru, mogą to być np. lasy, uprawy, zabudowania itp. Obszar taki z punktu widzenia teledetekcji stanowi zbiór wielu małych powierzchni usytuowanych pod różnymi kątami względem detektora (aerospektrografu) i źródła światła (kierunku promieniowania oświetlającego). W takim zbiorze elementy przeważające ilościowo i jakościowo mają zasadniczy wpływ na rozkład widmowy zarejestrowany w postaci spektrogramu.

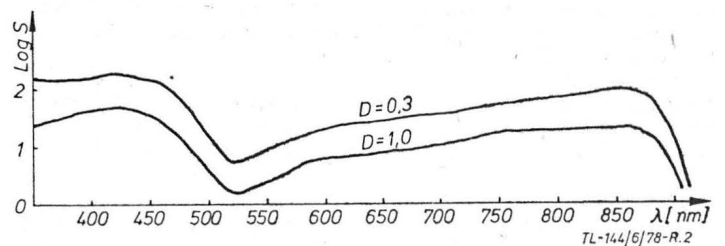
Urządzenie do uzyskiwania i rejestracji rozkładu widmowego nazwane aerospektrografem przystosowane jest do pracy głównie w aparatach latających (może być również wykorzystywane w warunkach stacjonarnych np. w terenie ze stanowiska naziemnego, albo w laboratoriach m.in. do określania widmowej czułości lotniczych błon fotograficznych).



Rys. 1. Blokowy schemat aerospektrografu (wersja ostateczna)

Aerospektrograf (rys. 1) jest sprzężony z kamerą lotniczą w celu jednoczesnego fotografowania obszaru, z którego dokonuje się spektrofotografowanie. Fotografowanie może być wykonywane na dowolnej błonie lotniczej np. panchromatycznej, barwnej, spektrostrefowej itp. Kąt widzenia aerospektrografu ( $12^{\circ}15'$ ) jest mniejszy od kąta widzenia kamery lotniczej ( $43^{\circ}40'$ ), wobec czego obszar fotografowany jest znacznie większy od obszaru spektrofotografowanego. Fakt ten ma duże znaczenie przy dowiązywaniu zdjęć do mapy. Aerospektrograf w połączeniu z kamerą lotniczą może być stosowany do wykonywania badań obszarów pojedynczych (wybranych elementów krajobrazu) jak i zdjęć szeregowych z pokryciem stereoskopowym.

Aerospektrograf w odróżnieniu od lotniczego spektrografu LS-2<sup>1)</sup> (ZSRR) jest jednokanałowy i ma zakres: od 400 nm do 950 nm, przy czym długość uzyskanego spektrogramu dla tego zakresu wynosi 45 nm; czas ekspozycji 1/30 s. Zastosowanie jako rejestratora odpowiednio przekonstruowanej kamery lotniczej AFP-2 umożliwi spektrofotografowanie praktycznie z wysokości od 0÷20 km i prędkości 0÷1500 km/h z interwałem czasowym (przerwa między ekspozycjami) od 1,5÷10 s. Pojemność kasety rejestratora od 25÷60 m w zależności od rodzaju (grubości) błony fotograficznej. Dotychczas aerospektrograf znalazł zastosowanie w pracach badawczych w Instytucie Technicznym Wojsk Lotniczych (lata 1974÷1976), podczas których był stopniowo ulepszany. Początkowo wykorzystywano go tylko na ziemi ze specjalnego stanowiska stacjonarnego o wysokości 3 m, a po sprzężeniu z kamerą lotniczą AFA-39, odpowiednim zjustowaniu kompletu, oraz zaopatrzeniu w odpowiedni celownik optyczny, wykonywano spektrofotografowanie z pokładu statków latających (Mi-2, Mi-4A, Mi-4M). W realizowanej przez ITWL pracy nt. Zastosowanie zdjęć lotniczych wykonywanych w technice podczerwieni do oceny warunków gruntowo-wodnych na dowolnym obszarze Niżu Środkowoeuropejskiego<sup>2)</sup>, do rejestracji rozkładu widmowego promieniowania odbitego od gruntów o różnym zagęszczeniu i wilgotności zastosowano w aerospektrografii błonę fotograficzną KODAK 2424 (rys. 2). Ze względu na

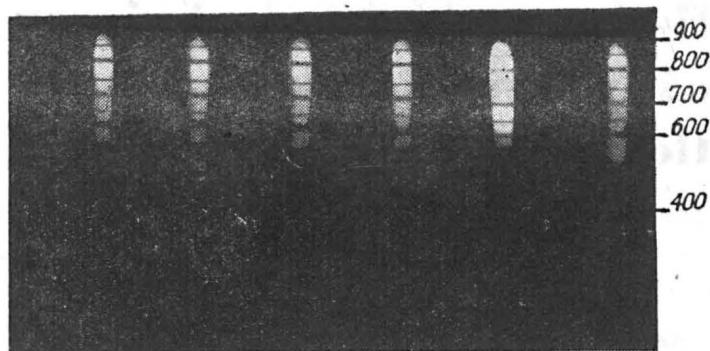


Rys. 2. Wykres widmowej czułości błony fotograficznej KODAK 2424; wywoływacz D-19, 8 min 20°C

małą jasność układu kilimacyjnego i krótki czas ekspozycji rejestratora (1/30 s) aerospektrografu zastosowano obróbkę fotochemiczną podwyższającą czułość ogólną błony KODAK 2424. Nie udało się jednak uzyskać spektrogramów, których gęstości optyczne zaczerwienia  $D_{\lambda} = f(\lambda)$  mieściłyby się w użytecznej skali naświetleń dla całego zakresu czułości widmowej (tzn. części widzialnej i podczerwonej widma). Spektrogramy (rys. 3) uzyskiwane w badaniach stacjonarnych z wieży (wysokość 3 m) oraz z lotów doświadczalnych (wysokość 100÷200 m) charakteryzowały się małym zaczerwieniem ( $D_{\lambda}$  ok.  $D_0$ ) w części widzialnej (do ok. 600 nm) i dużym zaczerwieniem ( $D_{\lambda} \sim 2$  do 3)

<sup>1)</sup> I. A. Zaicew, Ł. A. Muchina: Primenienije cwiethnoj i spiektronalnoj aerofotosjomki w geologiczeskich celiach. Izd. Moskowskogo Uniwersiteta 1966.

<sup>2)</sup> Opracowanie wewnętrzne ITWL — Warszawa 1975—1976.



Rys. 3. Spektrogramy dwóch testów oraz gruntu o jednakowej wilgotności i różnym zagęszczeniu

w podczerwonym zakresie widma (około 800 nm). Przyczynami tego zjawiska było sumowanie się takich czynników jak: widmowej czułości błony KODAK 2424 oraz wielkości widmowego współczynnika odbicia powierzchni badanych większych w zakresie fal dłuższych. Ze względu na zainteresowanie głównie zakresem bliskiej podczerwieni zrezygnowano z rejestrowania całego zakresu fotografowanego widma, dobierając odpowiednio warunki ekspozycji i obróbki fotochemicznej. W ten sposób otrzymano nową charakterystykę błony KODAK 2424, której gęstości optyczne ( $D_\lambda = f(\lambda)$ ) mieściły się w użytecznej skali naświetlań dla potrzebnego zakresu długości, tzn. 600÷900 nm (rys. 4). Zaczernienie spektrogramu w poszczególnych długościach fali rozkładu widmowego zależy od rodzaju emulsji fotograficznej, warunków jej obróbki fotochemicznej i naświetlania, co można zapisać wyrażeniem:

$$D(\lambda) = \gamma(\lambda) \log(t, E(\lambda), R(\lambda), Ta(\lambda), Tu(\lambda), S(\lambda)) \quad (1)$$

gdzie:

$D(\lambda)$  — widmowa gęstość optyczna zaczernienia spektrogramu,

$\gamma(\lambda)$  — kontrastowość materiału fotograficznego;  $t$  — czas ekspozycji spektrogramu;  $E(\lambda)$  — widmowy rozkład oświetlenia;

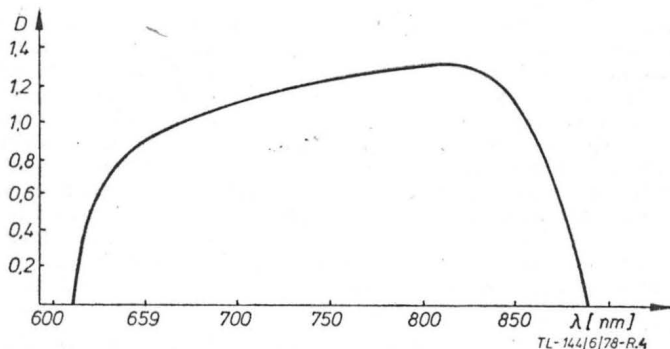
$R(\lambda)$  — widmowy współczynnik odbicia;  $Ta(\lambda)$  — widmowy współczynnik przepuszczania atmosfery;  $Tu(\lambda)$  — widmowy współczynnik przepuszczania układu optycznego aerospektrografu;

$S(\lambda)$  — widmowa czułość materiału fotograficznego.

W zależności tej występują parametry trudne do bezpośredniego określenia, dlatego zastosowano metodę bezpośrednią polegającą na wykorzystaniu dwóch testów o znanym (pomierzonym laboratoryjnie spektrofotometrem Beckmana względem siarczanu baru) widmowym współczynniku odbicia (rys. 5). Spektrografowanie testów odbywało się przed każdym badaniem gruntu w identycznych warunkach oświetlenia — w warunkach stacjonarnych w odstępie kilkunastu sekund, w warunkach lotnych przed lotem — w odstępie kilkunastu minut.

Wykorzystując zależności: (1) i że  $D = -\log T$ , oraz pomierzone wielkości przepuszczania (transmisji  $T(\lambda)$ ) spektrogramów za pomocą mikrofotometru, można określić widmowe współczynniki odbicia (rys. 6)  $R(\lambda)$ :

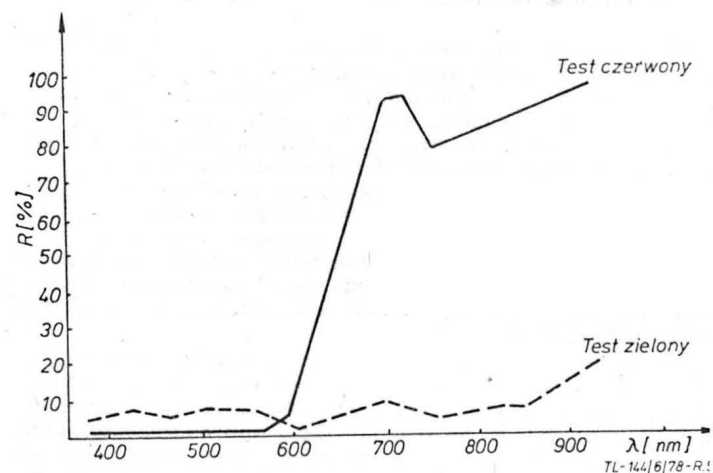
$$R(\lambda) = R_{2(\lambda)} \frac{T_{2(\lambda)}}{T(\lambda)} \exp \frac{\log \frac{R_{2(\lambda)}}{R_{1(\lambda)}}}{\log \frac{T_{1(\lambda)}}{T_{2(\lambda)}}} \quad (2)$$



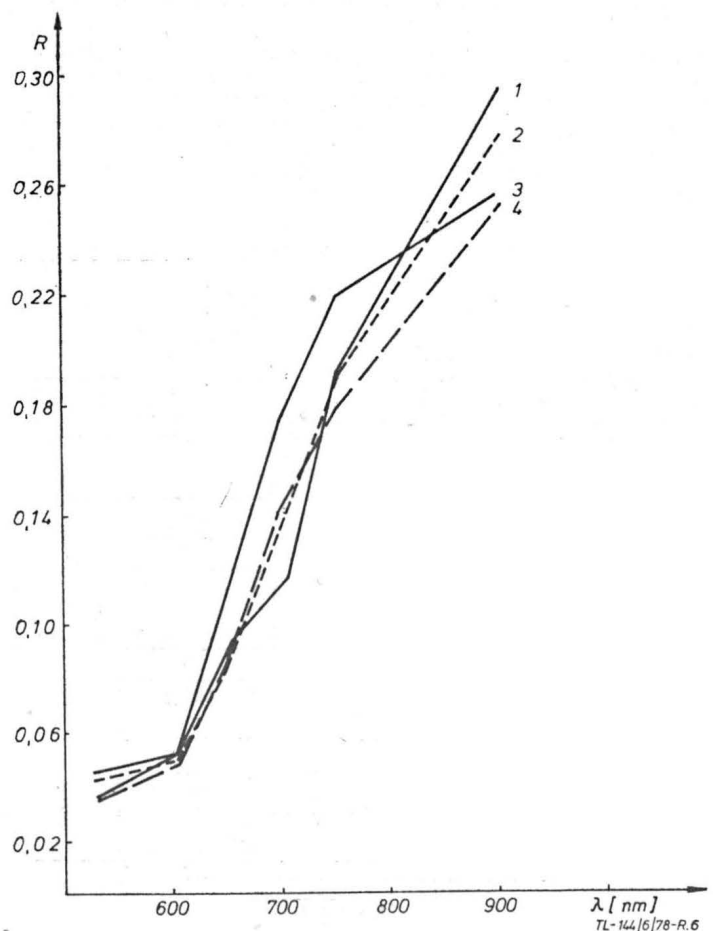
Rys. 4. Wykres widmowej czułości błony fotograficznej KODAK 2424; wywoływacz P-1, 7 min 20°C

gdzie:  
 $R(\lambda)$  — widmowy współczynnik odbicia badanego obszaru;  
 $T(\lambda)$  — transmisja spektrogramu badanego obszaru;  
 $T_{1(\lambda)}, T_{2(\lambda)}$  — transmisja spektrogramu testu pierwszego i drugiego;  
 $R_{1(\lambda)}, R_{2(\lambda)}$  — widmowy współczynnik odbicia testu pierwszego i drugiego.

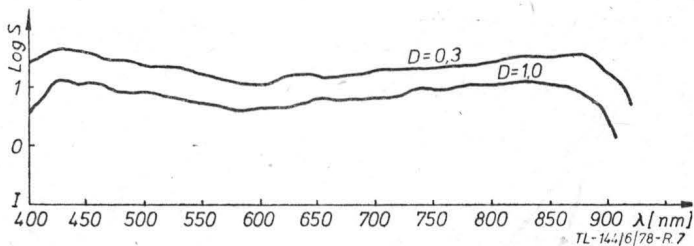
Przyjęty sposób postępowania jest bardzo czasochłonny, gdyż wymaga wielu obliczeń. Znacznie prostszym sposobem byłoby bezpośrednie wykreślanie różnic gęstości optycznych spektrogramów testów i powierzchni badanych. Spektrogramy te musiałyby być wykonywane w identycznych warunkach. Do wykreślenia takich różnic potrzebny byłby odpowiedni mikrofotometr lub dwa mikrofotometry, układ różnicujący i pisak. Zbudowanie takiego układu nie przedstawia większych trudności. Charakterystyki różnic gęstości optycznych pozwoliłyby na rozróżnianie elementów



Rys. 5. Wykres widmowych współczynników odbicia światła od testów. Wykonane spektrofotometrem Beckmana



Rys. 6. Wykres widmowych współczynników odbicia  $R = (\lambda)$  piasku wydmowego o wilgotności stałej 5% i wzrastającym zagęszczeniu od 1-4



Rys. 7. Wykres widmowej czułości błony fotograficznej KODAK SO-289; wywoływacz D-19, 8 min 20°C

krajobrazu o zafalszowanych gęstościach optycznych na zdjęciach lotniczych i satelitarnych (także obrazach zarejestrowanych metodami niefotograficznymi) wynikających z nierównomiernego oświetlenia, np. wskutek zaciemnienia chmurami, lub różnego oświetlenia wynikającego z deniwelacji terenu.

W tematycznej interpretacji, gdzie istotne jest wyróżnienie jednego lub kilku elementów krajobrazu, a pozostałe traktuje się jako tło, bardzo przydatna jest znajomość różnic gęstości optycznych danych elementów i tła w poszczególnych długościach fali elektromagnetycznej.

Ponieważ znany jest wcześniej moment przejścia satelity nad danym obszarem (np. poligonem doświadczalnym), możliwe jest wykonanie widmowych charakterystyk danego obszaru w identycznych warunkach w jakich wykonane zostały obrazy satelitarne za pomocą MSS (urządzenie wielospektralnego zobrazowania). Przez porównanie charakterystyk rozkładu widmowego z później otrzymanymi obrazami MSS można stworzyć tematyczne klucze interpretacyjne do interpretacji wzrokowej, a także automatycznej za pomocą ETO (elektronicznej techniki obliczeniowej).

Przez odpowiedni dobór wielkości spektrografowanych obszarów do zdolności rozdzielczej obrazów satelitarnych można również rozpoznawać obiekty mniejsze, opierając się na charakterystykach widmowych gęstości optycznych.

W badaniach aerospektrograficznych ważne jest dobranie takiego rejestratora rozkładu widmowego, który posiadałby odpowiednią charakterystykę czułości widmowej, oraz możliwość proporcjonalnej rejestracji promieniowania o dużej rozpiętości energetycznej.

W aerospektrografii do rejestracji rozkładu widmowego wykorzystano błonę fotograficzną, m.in. ze względu na logarytmiczną zależność gęstości zaciemnienia od nasświetlenia ( $D(\lambda) = \gamma \log H(\lambda)$ ). Zależność ta jednak jest słuszna tylko dla ograniczonego zakresu określonego prostoliniowym odcinkiem krzywej charakterystycznej. Rozpiętość energetyczna w części widzialnej i podczerwonej odbitego światła często przekracza zakres użytecznej skali nasświetlań błony fotograficznej KODAK 2424. Chcąc wykorzystać istniejący aerospektrograf do rejestracji rozkładu widmowego w całym zakresie fotograficznym (400÷900 nm), należałoby zastosować błonę fotograficzną o bardziej „wyrównanym” przebiegu krzywej widmowej czułości np. KODAK SO-289 (rys. 7), oraz wprowadzić odpowiednią kompensację — czynnik wzmacniający lub osłabiający (np. filtr „ciepły” itp.) w każdej długości fali. Zależność gęstości optycznej spektrogramu od nasświetlenia w tym przypadku można zapisać:

$$D(\lambda) = \gamma(\lambda) \log [t, E(\lambda), R(\lambda), T_a(\lambda), T_u(\lambda), S(\lambda)] K(\lambda) \quad (3)$$

gdzie:  $K(\lambda)$  — widmowy współczynnik wzmocnienia (osłabienia); pozostałe oznaczenia jak w (1).

Fizyczna realizacja funkcji  $K(\lambda)$  może mieć kilka rozwiązań, dotyczących odpowiedniej modyfikacji albo strumienia wejściowego, np. filtr „ciepły” w układzie kolimacyjnym, albo strumienia wyjściowego, np. filtr neutralny o zmiennej gęstości optycznej w rejestratorze.

Weryfikacja doświadczalna (z wykorzystaniem błony fotograficznej KODAK 2424) ww. rozwiązań nie dała zadowalających wyników. Następne rozwiązanie jest obecnie w trakcie realizacji.

### Wnioski

Na podstawie dotychczasowych wprowadzie skromnych doświadczeń można powiedzieć, że aerospektrografia pomimo pewnych niedostatków, które wymagają ulepszeń, na obecnym etapie rozwoju w Polsce może być pomocna w badaniach widmowego współczynnika odbicia elementów krajobrazu, oraz w badaniach widmowego współczynnika przepuszczania atmosfery, w zakresie fotograficznym promieniowania elektromagnetycznego. Zestawy charakterystyk widmowych elementów środowiska geograficznego pozwolą na znaczne zwiększenie ilości i jakości informacji uzyskiwanych ze zdjęć lotniczych i obrazów satelitarnych.



Mgr inż. KWIRYN ZUCHOWICZ  
Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych

W pracy omówiono tendencje rozwojowe źródeł światła i sposoby oświetlenia wewnętrznego i zewnętrznego samolotów.

Dla zrozumienia procesu widzenia opisano ogólną budowę oka jako detektora światła [1]. Siatkówka oka ma dwa rodzaje czułych elementów (rys. 1): czopki (zgromadzone głównie w środku oka) — czule na barwę, pręciki (zgromadzone bardziej na peryferiach oka) — czule na natężenie luminacji. Barwy światła zmieniają się wraz z długością fal (rys. 2), zatem zdolność oczu do adaptacji zmienia się wraz z barwą.

Badania przeprowadzone w Polsce w 1933 r. przez mjr dr med. Wł. Pola w Centrum Badań Lotniczo-Lekarskich nad doborem barwy światła w kabinie pilota [2] wykazały, że najodpowiedniejszy jest kolor pomarańczowy — nasycony. Na zachodzie oświetlenie barwne (czerwone) wprowadzono podczas drugiej wojny światowej, a w ZSRR wg [3] w latach sześćdziesiątych.

Czerwone oświetlenie ułatwia odczytywanie wskazań przyrządów, a jednocześnie nie utrudnia obserwacji przestrzeni otaczającej samolot (bez długiego procesu adaptacji oka — z wiekiem pilota czas adaptacji wzrasta — rys. 3). Oświetlenie samolotu można podzielić na oświetlenie wewnętrzne i zewnętrzne.

## Oświetlenie samolotu

### Oświetlenie wewnętrzne

Do oświetlenia wewnętrznego samolotu zalicza się:

- oświetlenie kabiny pasażerskiej i innych pomieszczeń,
- oświetlenie kabiny pilota i przyrządów pokładowych,
- światła sygnalizacyjne.

Natężenie oświetlenia w kabinach pasażerskich powinno być możliwie równomierne i wynosić ok. 100 lx; w pomieszczeniach pomocniczych — od 30 do 50 lx, w bufecie 150 lx, w kabinie personelu technicznego 75 lx. Oświetlenie kabiny pilota i przyrządów pokładowych jest różne w zależności od przeznaczenia samolotu. Kabina pilota samolotu pasażerskiego ma silne ogólne oświetlenie, gdyż piloci nie mają potrzeby patrzeć na zewnątrz samolotu (lecą na przyrządy).

W kabinie pilota samolotu wojskowego należy unikać stosowania lamp ogólnych o większej mocy, a stosować do równomiernego oświetlenia tarcz przyrządów pokładowych, dźwigni, napisów lampy mniejsze, które po odpowiednim ustawieniu nie powodują odbłasków w szybach przyrządów i w szybach wiatrochronu. Światło nie powinno być widoczne z zewnątrz samolotu. Oświetlenie tablicy z przyrządami pokładowymi (z punktu widzenia bezpieczeństwa lotu) jest najważniejsze, gdyż pilot powinien nie tylko odczytywać wskazania przyrządów, ale również obserwować otaczającą go przestrzeń.

Do oświetlenia tablic i tarcz przyrządów pokładowych stosowane są następujące rozwiązania:

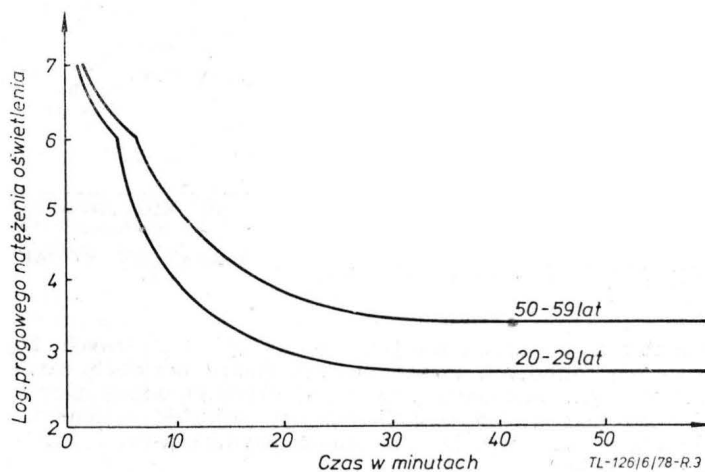
— oświetlenie integralne [1] — w systemie tym lampa jest wbudowana wewnątrz przyrządu i aby przyrząd się zbyt nie nagrzewał, żarówka powinna mieć moc ok. 0,5 W i napięcie 5 V. Zabarwienie światła powinno być czerwone lub białe;

— oświetlenie krawędziowe [5] wykonane jest z przezroczystego plastiku — akrylu (rys. 4), w którym są wbudowane żarówki na napięcie 28, 12 lub 5 V. Plastik jest pomalowany farbą białą, a następnie czarną. Po wygrawerowaniu w czarnej farbie napisów biała farba pozwoli odczytywać wskazania przyrządu w czasie dnia. Tarcza przyrządu jest otoczona odbijającym materiałem DRT (patent francuski), który zapewnia równomierne oświetlenie przyrządu;

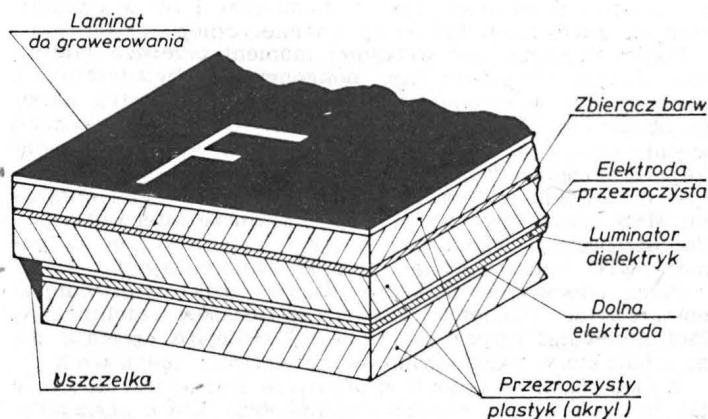
— oświetlenie indywidualne [3] przyrządu można uzyskać za pomocą lampy szczelinowej zabudowanej nad przyrządem. Tarcza i wskazówki są oświetlone strumieniem świetlnym żarówki wychodzącym przez szczelinę w oprawie lampy;

— oświetlenie luminescencyjne [4] zasilane prądem pręmiennym 115 V 400 Hz. Barwa światła jest tu zależna od użytego luminoforu (bez filtrów). Oświetlenie to jest równomierne, łatwo można regulować jego natężenie, poza tym ma mały pobór mocy, dużą trwałość (kilka tysięcy godzin).

Lampa krystaliczna jest diodą emitującą światło, gdy przez nią płynie prąd w kierunku przewodzącym. Intensywność świecenia jest proporcjonalna do natężenia płynącego prądu ( $I = 30 \text{ mA}$ ,  $U = 2,7 \text{ V}$ ). Barwa światła jest



Rys. 3. Zależność ciemnej adaptacji wzroku od wieku



TL-126/6/78-R.4

Rys. 4. Oświetlenie krawędziowe-luminescencyjne

zależna od stosowanych domieszek, czerwona może być wykorzystana do oświetlenia przyrządów pokładowych oraz może być zastosowana w urządzeniach bieżących (komputerach).

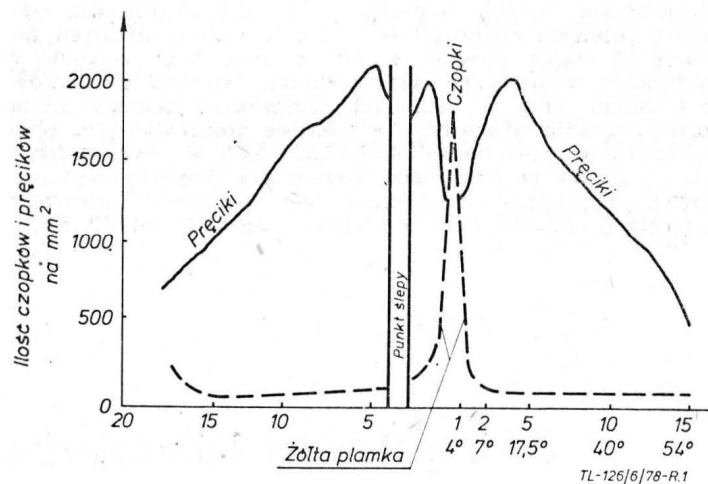
Napisy i oznakowania [5] na tablicach można wykonać za pomocą przewodów świetlnych lub za pomocą farb samoświecących z domieszką trytu. Farba ta zastosowana z tyłu tablicy nie oddziałuje na film fotograficzny i na licznik Geigera. Połowa okresu trwałości wynosi w przybliżeniu 12 lat. Ten system oświetlenia jest zaakceptowany przez Ministerstwo Lotnictwa francuskiego.

Lampy sygnalizacji [3] określonych stanów pracy kłap, podwozia itp. powinny być dobrze widoczne w czasie dnia i nie zmniejszać zdolności widzenia w nocy. Przyjęto trzy podstawowe barwy lamp sygnalizacyjnych: czerwona do sygnalizowania stanu alarmowego, żółta — ostrzegawcza, zielona — normalna praca. Duża liczba lamp sygnalizacyjnych utrudnia pilotowi szybkie zorientowanie się co oznacza sygnał świetlny, w związku z tym niektóre z nich świecą światłem pulsującym (pilot może być w takich przypadkach informowany dodatkowo o czynnościach, które ma wykonać).

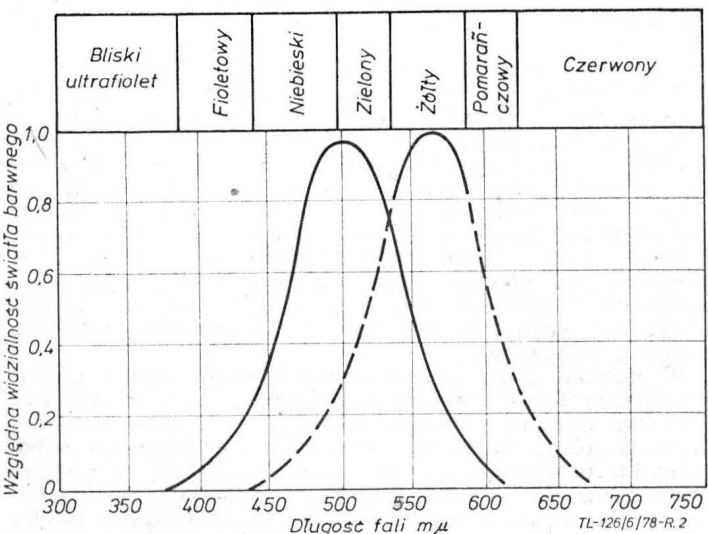
### Oświetlenie zewnętrzne samolotu [1, 3]

Reflektory (projektory) pokładowe służą do oświetlenia terenu lądowania z natężeniem oświetlenia nie mniejszym niż 0,5 lx na odcinku od 150 do 200 m. Kąt strumienia świetlnego w płaszczyźnie pionowej wynosi ok. 8°, a w płaszczyźnie poziomej — ok. 14°. Moce żarówek stosowanych w reflektorach mają od 100 do 600 W. Gdy grubość skrzydeł jest za mała i nie można w nich zabudować reflektorów sterowanych i nie sterowanych, wówczas montuje się je w przodzie kadłuba. Ten sposób zabudowania jest niewygodny, gdyż podczas deszczu strumień świetlny rozproszony w kroplach wody oślepia pilota.

Reflektory kołowania mają moc ok. 250 W i służą do oświetlenia drogi kołowania. Kąt strumienia świetlnego w płaszczyźnie poziomej wynosi ok. 30°, a w pionowej ok. 5°.



Rys. 1. Rozmieszczenie pręcików i czopków w oku: linia ciągła — ostrość widzenia pręcikowego; linia przerywana — ostrość widzenia czopkowa



Rys. 2. Wykres wrażliwości oka ludzkiego na barwy przy tej samej ilości energii promieniowanej: linia ciągła — względna widzialność dla ciemnej adaptacji oka (zmrok); linia przerywana — dla jasnej adaptacji oka (dzień)

Reflektory skrzydłowe o mocy od 50–70 W, zabudowane w płaszczyźnie kadłuba, oświetlają krawędzie natarcia skrzydeł (obserwacja powstawania oblodzenia).

Światła szyku [3] są tylko na samolotach wojskowych i wówczas są zabudowane wzdłuż górnej powierzchni skrzydeł i kadłuba, mają niebieską barwę światła i dają maksymalną światłość pod kątem  $25^\circ$  w stronę przeciwną do kierunku lotu.

Dla świateł nawigacyjnych [1, 3] miejsce zabudowania, kąty rozsyłu i barwy są ustalone przepisami ICAO. Na samolotach śmigłowych światła sygnałowe są zabudowane następująco: na kadłubie — światła nawigacyjne, a na końcach łopaty — brzegowe.

Światła antykolizyjne [6] są zabudowane: jedno na kadłubie, drugie pod kadłubem samolotu. Są one zapalane i gaszone na przemian. Ich optymalna liczba błysków wynosi 75 na minutę. Mają barwę światła czerwoną o światłości 100 cd w płaszczyźnie poziomej i 10 cd pod kątem  $30^\circ$  powyżej i poniżej poziomu. Stosowane są dwa typy świateł antykolizyjnych — obrotowe mające po dwie żarówki 70 W, oraz impulsowe mające lampę ksenonową zasilaną z kondensatora o pojemności ok. 160  $\mu\text{F}$  ładowanego do napięcia 450 V.

## Wnioski

W instalacjach oświetleniowych samolotów obecnie są tendencje do stosowania:

- prądu przemiennego,
- luminescencyjnego oświetlenia przyrządów pokładowych,
- farb samoświecących z domieszką trytu (do napisów),
- żarówek halogenowych w lampach o mocy powyżej 20 W,
- lamp błyskowych w światłach antykolizyjnych.

## LITERATURA

1. Praca zbiorowa. Technika Świetlna. Poradnik, PWT 1960.
2. WŁ. POL: Wybór kolorowego światła do oświetlenia kabiny samolotu. Centrum Badań Lotniczo-Lekarskich 1933.
3. Sapiro Elektrooborudowanije samolietow. Moskwa, Maszynostrojenije 1977.
4. Prospect English Electric „Sieraglo” Electroluminescent Lighting.
5. NEC ECLAIRAGES BASSE Tension pour applications civiles et militaires.
6. L. D. HEYNEMAN: Flashing Lights on Aircraft.



# Eksperymentalna metoda oszacowania cyrkulacji wiru przedwlotowego

Doc. dr hab. inż. **STEFAN SZCZECIŃSKI**  
Wojskowa Akademia Techniczna

Mgr inż. **RYSZARD SZCZEPANIK**  
Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych

**W artykule podano sposób eksperymentalnego oszacowania cyrkulacji wiru przedwlotowego za pomocą prostych środków technicznych.**

Przy rozwiązywaniu zagadnień z zakresu zasysania zanieczyszczeń mechanicznych z powierzchni płyty lotniskowej do wlotów silników odrzutowych [1–3], a zwłaszcza przy badaniu przestrzennego ruchu cząstek w przepływie przed wlotem samolotu niezbędna jest znajomość cyrkulacji wiru przedwlotowego. Wykonanie bezpośredniego pomiaru rozkładu prędkości w wirze przedwlotowym jest kłopotliwe ze względu na ciągłą wędrówkę wiru w przestrzeni przed wlotem (rys. 1) pod wpływem powiewów wiatru. W niniejszym artykule podano metodykę eksperymentalnego oszacowania cyrkulacji wiru za pomocą prostych środków technicznych.

## Metodyka badań

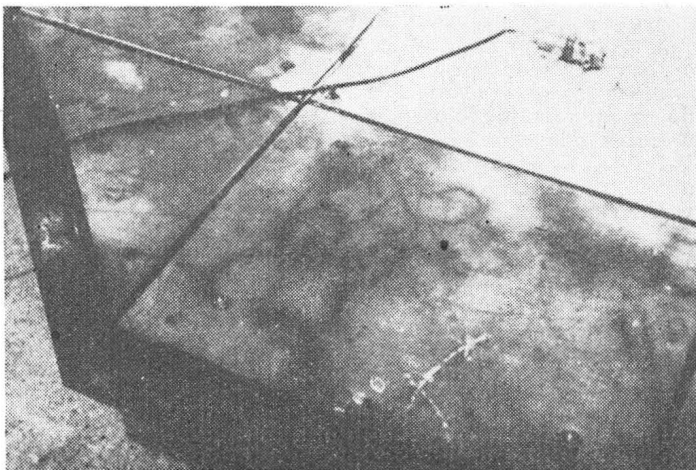
Proponowana metodyka badań cyrkulacji wiru przedwlotowego składa się z dwu kolejnych etapów: eksperymentalnego i analitycznego. Istotą etapu badań eksperymentalnych jest wyznaczenie wielkości energii udzielanej przez wir zasysanym cząstkom wzorcowym oraz określenie drogi w rdzeniu wiru, na której cząstka tę energię uzyskuje. Rejestrując całe zjawisko zasysania cząstek wzorcowych kamerą filmową, można bez większych trudności wyznaczyć średnią drogę, na której wir wykonuje nad zassaną cząstką pracę polegającą na uniesieniu jej z powierzchni lotniska i nadaniu określonej energii kinetycznej. Szczególnie łatwo wyznaczyć wartość energii kinetycznej mierząc „pułap”, jaki osiągają wzorcowe cząstki wyrzucane z rdzenia wiru. Zakładając równość energii potencjalnej z początkową energią kinetyczną uzyskaną przez rozpatrywaną cząstkę do chwili jej wyrzucenia z rdzenia wiru oraz znając średnią drogę, na której cząstka uzyskuje tę energię, łatwo możemy określić średnią wartość siły działającej na zassaną cząstkę. W drugim etapie metodyki można, korzystając ze wzorów określających wielkość siły działającej na zassaną cząstkę w rdzeniu uproszczonego modelu wiru [2] wyznaczyć cyrkulację wiru.

Do badań należy użyć zestawów kulek wzorcowych o różnej średnicy, lecz jednakowej dla każdego zestawu

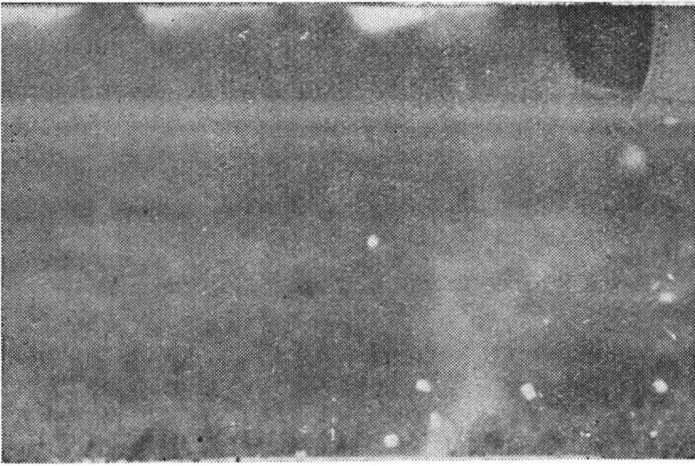
gęstości (powinny być wykonane z tego samego materiału). Poszczególne zestawy kulek powinny różnić się między sobą jedynie gęstością właściwą użytego do ich wykonania materiału.

Przygotowane partie cząstek umieszczono równomiernie w płaszczyźnie przed wlotem i poddano działaniu wiru przedwlotowego (w prezentowanych badaniach użyto cząstek sześciennej). Następnie rejestrowano parametry lotu zasysanych cząstek za pomocą kamer. W szczególności rejestrowano składaną pionową początkową prędkość startu cząstki w chwili zassania oraz osiąganą wysokość. W analizie materiału filmowego uwzględniono cząstki o początkowym torze lotu prostopadłym do powierzchni lotniska (w sensie fizycznym oznacza to symetryczne ułożenie cząstki w rdzeniu wiru w momencie rozpoczęcia przez nią ruchu). Badania kilku zestawów wzorów zasysanych cząstek są niezbędne, aby uzyskać wiarygodność statyczną danych.

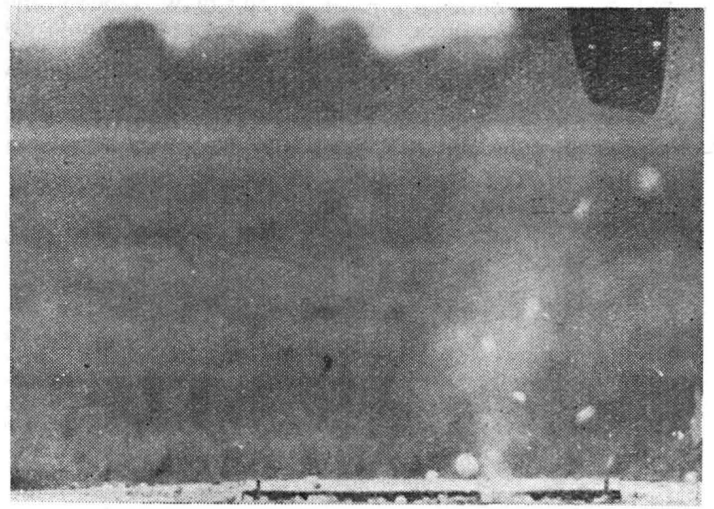
Na podstawie przeprowadzonych badań eksperymentalnych [3, 4] stwierdzono, że przekazanie podstawowej części



Rys. 1. Ślad błędzenia podstawy rdzenia wiru na płycie umieszczonej w płaszczyźnie lotniska przed wlotem



Rys. 2. Ruch zassanej cząstki poza strefą zaburzeń wirowych



Rys. 3. Ruch zassanych cząstek w strefie zaburzeń wirowych

energii zassanym cząstkom przez wir odbywa się bezpośrednio w punkcie stagnacji (lub w jego bliskim otoczeniu) w momencie rozpoczęcia ruchu cząstki oraz na niewielkim początkowym odcinku rdzenia wiru. Podczas badań zarejestrowano przypadki zassania badanych cząstek przez wir z jednoczesnym szybkim przesunięciem rdzenia wiru od miejsca punktu wyrzutu cząstki (np. wskutek powiewu wiatru). Praktycznie więc dalszy ruch takiej cząstki odbywa się w zasadniczym przepływie przed wlotem niezaburzonym przez wir (rys. 2).

Numeryczna metoda obliczenia toru lotu i parametrów lotu takiej cząstki w płaskim przepływie przed wlotem jest podana w [5]. Z przytoczonych tu danych wynika więc, że wpływ oddziaływania strumienia zarówno niezaburzonego (gdy cząstka odbywa lot w strumieniu niezaburzonym — rys. 2), jak również strefy zaburzeń od wiru (gdy cząstka odbywa lot w strefie wiru śrubowego i w strefie turbulencji — rys. 3) jest niewielki w porównaniu z warunkami początkowymi prędkości nadanymi cząstce przez wir w pobliżu punktu stagnacji w momencie jej zassania.

Przy obliczaniu wartości energii potencjalnej na podstawie analizy parametrów lotu cząstek wzorcowych popełniamy błąd wynikający z:

a) nie uwzględnienia oddziaływania aerodynamicznego zasadniczego strumienia przed wlotem (w przypadku gdy cząstka porusza się poza strefą zaburzeń wirowych — rys. 2);

b) nie uwzględnienia oddziaływania aerodynamicznego strumienia w strefie zaburzeń wirowych (w przypadku, gdy cząstka porusza się po jej zassaniu w dalszym ciągu w obrębie tej strefy — rys. 3).

Błąd popełniany w przypadku a) można oszacować, jeśli znamy warunki początkowe prędkości cząstki w chwili zassania oraz punkt startu cząstki przed wlotem [5]. Efektem końcowym przedstawionych badań eksperymentalnych jest określenie energii kinetycznej udzielanej przez wir zasysanym cząstkom, jak również określenie drogi, na której cząstka uzyskuje tę energię. Znając te dwie wielkości, łatwo wyznaczyć wielkość siły działającej na cząstkę w momencie jej zassania. W celu uzyskania wiarygodności statystycznej procedurę tę należy powtórzyć dla kulek o różnych średnicach. Badane wzorce muszą być tak dobrane wagowo i wymiarowo, aby nie mogły przedostać się do wlotu (ogólnie biorąc w strefę w pobliżu wlotu, gdzie wskutek dużych wartości składowych prędkości strumienia  $V_x$ ,  $V_y$  i  $V_z$  mamy do czynienia ze znacznym oddziaływaniem aerodynamicznym utrudniającym prawidłową ocenę wielkości energii uzyskiwanej od wiru przez cząstkę).

#### Wyznaczenie cyrkulacji przy założeniu uproszczonego modelu wiru (rys. 4)

Do wyznaczenia cyrkulacji wiru skorzystano ze wzorów wyprowadzonych w [2] określających siłę działającą na cząstkę umieszczoną w rdzeniu wiru. Dodatkowymi danymi niezbędnymi do wykonania obliczeń są:

- $r_p$  — promień cząstki wzorcowej,
- $r_i$  — promień rdzenia wiru,
- $p_a$  — ciśnienie atmosferyczne.

Przy obliczaniu cyrkulacji wiru należy wyróżnić dwa przypadki:

a) średnica cząstki wzorcowej większa od średnicy rdzenia wiru

$$F = p_a \pi r_p^2 - \frac{3}{16} \frac{\rho_a \Gamma^2}{\pi} - \rho_a \frac{\Gamma^2}{4\pi} \ln \left( \frac{r_p}{r_i} \right)$$

$$\Gamma = \sqrt{\frac{\pi(F - p_a \pi r_p^2)}{\rho_a \left[ \frac{3}{16} + \frac{1}{4} \ln \left( \frac{r_p}{r_i} \right) \right]}}$$

gdzie:

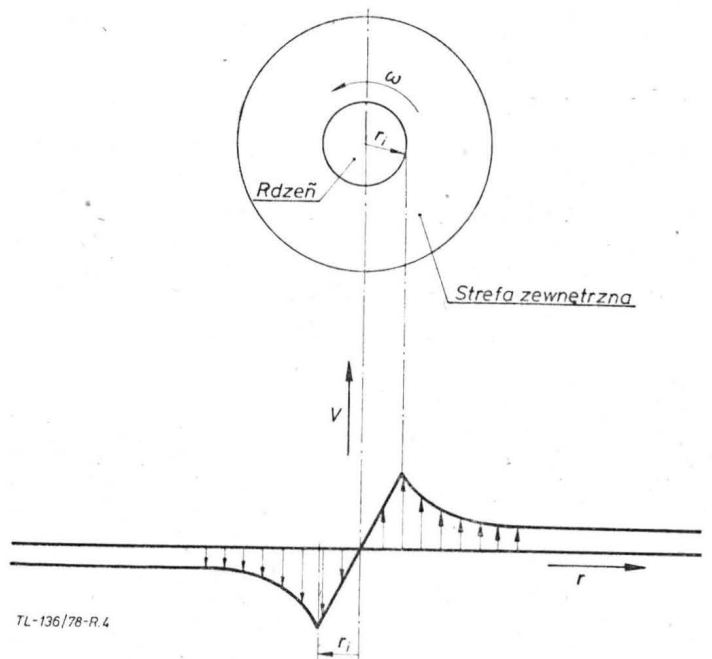
$F$  — siła działająca na cząstkę umieszczoną w rdzeniu wiru przedwlotowego,

$\rho_a$  — gęstość powietrza

b) średnica cząstki wzorcowej mniejsza od średnicy rdzenia wiru

$$F = p_a \pi r_p^2 - \frac{\rho_a \Gamma^2 \cdot \pi r_p^2}{4\pi^2 r_i^2} + \frac{\pi \rho_a \Gamma^2 \cdot r_p^4}{16\pi^2 r_i^4}$$

$$\Gamma = \sqrt{\frac{F - p_a \pi r_p^2}{\frac{\rho_a \pi r_p^2}{4\pi^2 r_i^2} - \frac{\pi \rho_a r_p^4}{16\pi^2 r_i^4}}}$$



Rys. 4. Uproszczony model wiru na płaszczyźnie wraz z typowym rozkładem prędkości

Obliczone w ten sposób wielkości cyrkulacji dla różnych kulek wzorcowych o różnej średnicy powinny być zbliżone do siebie. Do dalszych rozważań należy przyjąć uśrednioną wartość cyrkulacji  $\Gamma$ .

W prezentowanych badaniach stosując podaną metodykę oszacowano cyrkulację wiru przedwlotowego (rys. 2 i 3):

$$\Gamma = 6 \div 7 \text{ m}^2/\text{s}$$

Przedstawiona metodyka pozwala w stosunkowo prosty sposób oszacować cyrkulację wiru przedwlotowego. Metodyka ta stosowana dla różnych typów wlotów, o różnym masowym natężeniu może być pomocna do określenia wzo-

rów empirycznych podających wielkość cyrkulacji wiru przedwlotowego dla różnych typów wlotów.

#### LITERATURA

1. J. L. COLEHOUR, and B. W. FARQUHAR: Inlet Vortex. J. Aircraft. Vol. 8 No 1 January 1971.
2. P. E. GLENNY, N. G. T. E. PEYSTOCK: Ingestion of debris into Intakes by Vortex Action. A.R.C.C.P No 1114 1970 r.
3. R. SZCZEPANIK, S. SZCZECIŃSKI: Warunki zasysania zanieczyszczeń mechanicznych do wlotów silników odrzutowych. WPT nr 3/1977.
4. S. SZCZECIŃSKI, R. SZCZEPANIK: Badanie warunków zasysania zanieczyszczeń mechanicznych do wlotów silników odrzutowych — TLiA nr 3/1978.
5. S. SZCZECIŃSKI, R. SZCZEPANIK: Ruch cząstek o zadanych warunkach początkowych w polu przepływu przed wlotem silników odrzutowych. Informator ITWL nr 53.

## Niektóre zagadnienia paliw do lotniczych silników turbinowych



Mgr inż. RYSZARD BEKIESIŃSKI  
Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych

W związku ze wzrastającymi prędkościami samolotów i wynikającym stąd coraz większym nagrzewaniem znajdującego się w ich zbiornikach paliwa, konieczne jest ulepszenie już stosowanych i opracowywanie nowych rodzajów paliw do silników odrzutowych, w celu zwiększenia ich stabilności termicznej. Również polski przemysł rafineryjny przystępuje do produkcji nowego paliwa o większej odporności na wysokie temperatury.

Współczesne samoloty wojskowe, a ostatnio również pasażerskie osiągają prędkości znacznie przewyższające prędkość dźwięku. Należy się spodziewać, że do eksploatacji będą coraz powszechniej wchodzić nowe typy samolotów transportowych i pasażerskich, dla których rozwijanie prędkości podróży rzędu 2500 km/h będzie rzeczą zupełnie normalną. Należy się spodziewać, że w niedalekiej przyszłości prędkości lotu będą jeszcze wzrastać. Już obecnie w Stanach Zjednoczonych Ameryki Północnej prowadzi się wstępne prace nad projektami samolotów, które będą latać z prędkościami przekraczającymi 10÷12 razy prędkość dźwięku.

Coraz większe wymagania dotyczące zadań stawianych współczesnym samolotom zmuszają konstruktorów do doskonalenia samych konstrukcji, jak również do stosowania coraz lepszych i efektywniejszych źródeł energii umożliwiających sprostanie tym wymaganiom.

Działanie silnika turbinowego, jak i każdego innego źródła napędu jest określone przez kombinację cech konstrukcyjnych silnika i właściwości użytego do jego napędu paliwa.

Obecnie wszystkie silniki turbinowe stosowane zarówno w lotnictwie wojskowym jak i cywilnym oraz większość silników raketowych używanych do celów badań kosmicznych i do celów wojskowych pracuje na paliwach węglowodorowych typu nafty.

Szczególnie dużego znaczenia nabierają związki węglowodorowe jako komponenty paliw stosowanych do napędu lotniczych silników turbinowych. W połączeniu z ciekłym tlenem wykorzystywane są one w pierwszych stopniach rakiet kosmicznych. Kompozycja znanego u nas paliwa T-1 z ciekłym tlenem wykorzystywana jest jako paliwo w raketach kosmicznych. Również pierwszy stopień rakiety księżycowej Saturn pracował na paliwie węglowodorowym. Na takich samych paliwach pracują też amerykańskie rakiety Jupiter, Tor czy Atlas.

Dalszy rozwój aparatów latających związany jest nie tylko ze wzrostem ilości zużywanego podczas lotu paliwa (jeżeli dla normalnych samolotów poddźwiękowych zużycie dochodzi do 120 l/min, to dla dużych samolotów naddźwiękowych, np. Concord, wynosi 240 l/min, a przy dalszym wzroście prędkości będzie osiągać do 400 l/min), ale także z polepszeniem jego właściwości eksploatacyjnych.

Niemalą rolę w poszukiwaniu coraz to nowych dróg umożliwiających otrzymanie lepszych paliw odgrywa ekonomia eksploatacji. Obecnie przyjmuje się, że ok. 50% kosztów eksploatacji samolotów stanowi koszt paliwa. Wzrost zapotrzebowania na paliwo w roku 1975 w USA był ok. trzykrotnie wyższy niż w roku 1966.

Ze względu na tak duże zużycie i ewentualność deficytu paliw do lotniczych silników turbinowych zaczęto rozważać możliwość ewentualnego obniżenia wymagań dotyczących paliw. Chodziło o obniżenie takich wymagań, które można byłoby skompensować odpowiednią konstrukcją silnika. Jednak ze względu na wyżej wspomniany gwałtowny rozwój samolotów naddźwiękowych oraz konieczność utrzymania wysokiej sprawności i niezawodności pracy silnika, w znacznym stopniu ograniczona jest możliwość takiego kompromisu.

Można więc wysnuć wnioski, że zwiększenie produkcji i polepszenie charakterystyk paliw używanych do napędu lotniczych silników turbinowych będzie realizowane przez wprowadzenie nowych, ulepszonych i bardziej wydajnych technologii i procesów.

#### Warunki pracy paliw do lotniczych silników turbinowych

Podczas lotu samolotu z prędkością naddźwiękową występuje aerodynamiczne nagrzewanie całej konstrukcji, a więc i paliwa znajdującego się w zbiornikach. Efekt tego nagrzewania rośnie wraz ze wzrostem prędkości lotu i zmniejszaniem wysokości. Oczywiście przyrost temperatury nie jest wielkością nieskończoną i trwa jedynie do chwili, w której nastąpi zrównoważenie między ilością ciepła doprowadzanego w wyniku tarcia a ilością ciepła odprowadzającego do środowiska otaczającego. Badania wykazały, że przy prędkości lotu  $Ma = 4$  na wysokości  $H = 6100$  m temperatura równowagi ustala się po upływie 90÷120 s na poziomie 680°C. Przy tej samej prędkości lotu na wysokości  $H = 36000$  m po upływie 30 minut wynosi ona zaledwie 310°C.

Ta cecha jest szczególnie ważna dla samolotów bojowych, dla których rysują się obecnie tendencje do zmniejszania wysokości lotu przy podejściu do celu. Wynika to z możliwości taktycznych, gdyż podczas lotu z dużymi prędkościami naddźwiękowymi na małych wysokościach znacznie zmniejsza się prawdopodobieństwo trafienia samolotu.

Pomimo, że część energii cieplnej od nagrzanej powierzchni samolotu przekazywana jest do środowiska otaczającego, to jednak większa jej część przekazywana jest do konstrukcji samolotu i do paliwa znajdującego się w jego zbiornikach. Nagrzewanie paliwa w zbiornikach zależy nie tylko od prędkości i wysokości lotu, ale także od przewodności i pojemności cieplnej materiałów oddzielających paliwo od zewnętrznych powierzchni samolotu, powierzchni zbiorników, długości lotu, temperatury po-

czątkowej i fizyko-ciepłych właściwości samego paliwa. Np. nagrzewanie paliwa w zbiornikach samolotu lecącego z prędkością  $Ma = 2,7$  powodowałoby podwyższenie jego temperatury do ok.  $135^{\circ}C$ .

Oprócz nagrzewania aerodynamicznego temperatura paliwa rośnie również wskutek spełniania różnych funkcji w układach zasilania, regulacji, chłodzenia silnika itp.

Z tych względów proces nagrzewania paliwa w wielu przypadkach określa warunki dotyczące jakości i wyboru odpowiednich materiałów konstrukcyjnych.

### Zmiany jakości paliwa podczas lotu samolotu z prędkościami naddźwiękowymi $Ma \approx 3$

Jeżeli w samolocie zastosowano nieizolowane zbiorniki skrzydłowe, oprócz zbiorników głównych w kadłubie, to w pierwszym etapie lotu przed osiągnięciem przez samolot naddźwiękowej prędkości przelotowej zasilanie silnika powinno być realizowane z tych zbiorników. Chodzi o to, aby były one puste w tej fazie lotu, gdy temperatura suchych ścianek zbiornika osiągnie wartość rzędu  $250 \div 270^{\circ}C$ . Ma to na celu niedopuszczenie do nadmiernych strat paliwa przez odparowanie i uniemożliwienie intensywnego utleniania z jednoczesnym tworzeniem się związków samoistnych i twardej fazy.

Jeżeli np. w zbiornikach skrzydłowych znajduje się podczas startu 10 ton paliwa, a po osiągnięciu przez samolot prędkości przelotowej pozostanie go w granicach  $0,4 \div 0,7\%$ , to przy założeniu, że tylko  $1\%$  z tej pozostałości ulegnie utlenieniu, po każdym tego rodzaju locie w zbiornikach skrzydłowych pozostanie  $400 \div 700$  g zanieczyszczeń w postaci twardej fazy (tzn. nierozpuszczalnych osadów i smół). Do tej masy należy dodać jeszcze pewną część twardej fazy powstałej w rezultacie utleniania głównej masy paliwa podczas startu i rozpędzania samolotu.

Podstawowa część paliwa znajduje się w zbiornikach umieszczonych w kadłubie samolotu. Z tych zbiorników paliwo zaczyna być zużywane w początkowej fazie lotu z prędkością przelotową. Temperatura paliwa zaczyna rosnąć z tego względu, że przed dojściem do komór spalania jest ono z reguły wykorzystywane do odbioru ciepła z licznych wymienników (chłodzenie kabiny, cieczy hydraulicznych, oleju itp.), a także wskutek sprężania w paliwowych pompach wysokiego ciśnienia.

Podczas obniżania wysokości, przy zmniejszonych wydatkach paliwa, jego temperatura za chłodnicą oleju bardzo szybko rośnie do wartości rzędu  $260 \div 280^{\circ}C$  i pozostaje na tym poziomie przez dłuższy czas końcowej fazy lotu. W zbiornikach kadłubowych samolotu pod koniec lotu pozostaje zwykle rezerwa w ilości  $5 \div 10\%$  paliwa, którego temperatura w czasie lądowania wynosi  $110 \div 130^{\circ}C$ . W takich warunkach koagulacja drobnych cząstek w grubsze przebiega z dostatecznie dużą prędkością. Przed następnym lotem samolot zostaje dotankowany świeżym paliwem, które porywając za sobą zanieczyszczenia zawarte w jego zbiornikach może być przyczyną powstawania różnego rodzaju usterek. W ten sposób, każdy następny lot samolotu będzie się odbywał, z punktu widzenia czystości paliwa, w coraz trudniejszych warunkach.

W tej sytuacji niezawodność silnika będzie się pogarszać z lotu na lot. Zanieczyszczenia filtrów, spadek przewodności cieplnej w wymiennikach ciepła wskutek osadów, czy niewłaściwa praca agregatów sterujących w wyniku kasoiania luzów w ich elementach wewnętrznych przez dostające się wraz z paliwem cząstki twardej fazy, w każdej chwili mogą naruszyć normalną pracę silnika.

Oczywiście, warunki zastosowania paliw węglowodorowych w silnikach samolotów naddźwiękowych i rakiet są różne i dlatego stawiane są im różne wymagania.

Np. paliwo węglowodorowe jest stosowane w rakiety silnik RD-107, którego ciąg w próżni kosmicznej wynosi  $100\ 000$  daN. W tym silniku, podczas startu rakiety, nie obserwuje się zasadniczego nagrzewania paliwa, gdyż jej przejście przez gęste warstwy atmosfery trwa zaledwie kilkadziesiąt sekund. Jednakże, pomimo faktu, że silnik rakiety pracuje od  $2 \div 8$  minut i zbiorniki paliwowe doładowywane są azotem, w paliwie może powstać twarda faza i osady (szczególnie w układzie chłodzenia, w którym paliwo nagrzewa się przed przejściem do komory spalania do temperatury  $180 \div 220^{\circ}C$ ).

Reasumując powyższe, można stwierdzić, że zmiana warunków pracy paliw węglowodorowych stosowanych w silnikach turbinowych i rakiety, związana przede wszystkim ze wzrostem temperatury, doprowadziła do podwyższenia wymagań w stosunku do ich jakości.

Przeprowadzone badania pozwoliły ustalić, że paliwa odrzutowe typu T-1, T-2, T-5 czy TS-1 przy ich nagrzaniu do temperatury wyższej od  $100^{\circ}C$  intensywnie utleniają się, w wyniku czego bardzo szybko powstaje twarda faza — nierozpuszczalne osady i smoly, które zanieczyszczają elementy filtrujące oraz odkładają się w agregatach układów paliwowych i zbiornikach. Problem ten przestał w obecnej chwili być problemem czysto teoretycznym i przybrał wielkie znaczenie praktyczne. Według danych dla lotnictwa bojowego USA co trzeci wypadek w locie podczas eksploatacji samolotów naddźwiękowych był spowodowany niewłaściwą jakością używanego paliwa, jego niską stabilnością termiczną i skłonnością do tworzenia nierozpuszczalnych osadów i smół.

Paliwa opracowane do samolotów latających z prędkościami przydźwiękowymi (pod- i niewielkimi naddźwiękowymi) okazały się zupełnie nieprzydatne do samolotów latających z dużymi prędkościami naddźwiękowymi głównie ze względu na ich stabilność termiczną.

Z tych względów, a także z uwagi na to, że sposoby otrzymywania, transport, długotrwałe przechowywanie i użytkowanie wielu gatunków paliw stwarzają poważne trudności w eksploatacji, wynika konieczność opracowania takich paliw, które w pełni zabezpieczyłyby wymagania stawiane im przez szybko rozwijające się napędy lotnicze zarówno z punktu widzenia stosowanych materiałów konstrukcyjnych, jak i wymagań eksploatacyjnych.

### Perspektywiczne paliwa do lotniczych silników turbinowych

Spośród wymagań stawianych przyszłościowym paliwom lotniczym główną rolę odgrywają dwa z nich: wysoka stabilność termiczna, tzn. nie tworzenie osadów przy utlenianiu, oraz dobre własności smarne.

Prowadzi się aktualnie badania idące w trzech różnych kierunkach, ale mające na celu uzyskanie gatunków paliw o wysokiej jakości. Kierunki te są następujące:

- 1) opracowanie nowych technologii uszlachetniania destylatu, który jest surowcem dla wtórnych procesów przeróbki;
- 2) wykorzystanie takich grup węglowodorów, które zapewniłyby otrzymanie paliw o wysokiej jakości;
- 3) opracowanie wielofunkcyjnych domieszek, pozwalających na znaczne polepszenie własności paliwa, do którego zostaną wprowadzone.

Pierwsze dwa kierunki ze względów ekonomicznych oraz braku niezbędnych urządzeń przemysłowych wdrażane są powoli. Natomiast trzeci jest obecnie opracowywany najintensywniej.

Znaczną uwagę przykładają się w tej chwili do opracowania domieszek polepszających stabilność termiczną i własności smarne paliw. Główne wymagania stawiane takim domieszkom to: bardzo dobra rozpuszczalność w paliwie przy dowolnych temperaturach i zupełna nierozpuszczalność w wodzie. Ponadto nie powinny one pogarszać innych własności paliw, jak np. zwiększać ich skłonności do tworzenia nagaru czy elektryczności statycznej. Powinny one być efektywnym antyutleniającym zachowującym swoją aktywność do temperatury  $250 \div 300^{\circ}C$ .

Polski przemysł rafinacyjny przystępuje do produkcji nowego paliwa. Technologię jego produkcji opracowano, bazując na importowanej ropie naftowej. Surowcem do produkcji paliwa jest otrzymany z przeróbki ropy naftowej destylat o odpowiednich własnościach fizykochemicznych. Poddany on będzie uszlachetnianiu przez hydrorafinację. Do otrzymanego w ten sposób hydrorafinatu będzie dodawana specjalna domieszka i w ten sposób powstanie gotowy produkt. Będzie to niewątpliwie novum w stosunku do obecnie używanych w Polsce paliw. Jednakże ze względu na szybko rosnący postęp w konstrukcji napędów i rakiet oraz rosnące prędkości lotu nie może stanowić ostatniego słowa w tej dziedzinie.

### LITERATURA

1. E. W. ROZENOWICZ: Awiacyjnyje topliwa, masła, smazki i specjalnyje zidkosti. W. J. M. O. SSSR, Moskwa 1956.
2. J. B. CZERTKOW, W. G. SPIRKIN: Primienienie reaktiwnych topliw w awiacji. *Izd. Transport*, Moskwa 1974.
3. J. B. CZERTKOW, K. W. RYBAKOW, W. N. ZRIELOW: Zagrijaznienija i mietody oczistki niertijjanych topliw. *Izd. Chimija*, Moskwa 1970.
4. B. D. ZAŁOGA I INNI: Mietody ocenki eksploatacyjnych swoistw reaktiwnych topliw i smazocznych matieriałow. *Izd. Maszynostrojnie*, Moskwa 1966.
5. K. K. PAPOK, W. A. PISKUNOW, P. G. JURENJA: Nagary w reaktiwnych dwigatielach. *Izd. Transport*, Moskwa 1971.





# Węzły elektroenergetyczne samolotów -struktury (I)

Prof. dr hab. inż. WŁADYSŁAW JAROMINEK

Wojskowa Akademia Techniczna

Dr inż. ZBIGNIEW ZMUDZIŃSKI

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych

W artykule omówiono rozwiązania WES, czyli Węzłów Elektroenergetycznych Samolotów i ich możliwości stosowania w poszczególnych typach samolotów.

Celem artykułu jest próba rozpatrzenia powszechnie stosowanych rozwiązań WES, czyli Węzłów Elektroenergetycznych Samolotów z punktu widzenia podstawowych struktur wykorzystywanych w lotnictwie systemów elektroenergetycznych. Ostateczny wybór struktury zależy od przyjętego kryterium minimalizującego ciężar, maksymalizującego niezawodność i optymalizującego wykonanie podstawowych zadań technicznych.

We współczesnych samolotach wytwarzane są następujące podstawowe rodzaje energii elektrycznej:

- prąd stały o napięciu 28 V;
- prąd przemienny (jednofazowy, trójfazowy) 115/200 V o stałej częstotliwości 400 Hz;
- prąd przemienny 115 V o zmiennej częstotliwości.

W związku z tym rozróżnia się cztery zasadnicze rodzaje struktur WES, które przedstawiono na rys. 1. W pierwszym schemacie strukturalnym (rys. 1a) podstawą wytwarzania energii elektrycznej jest prądnica prądu przemiennego napędzana z układu o stałej prędkości obrotowej. Prąd stały uzyskuje się z bloku transformatorowo-prostowniczego. Wszystkie odbiorniki prądu przemiennego zasilane są

napięciem o stałej częstotliwości. W drugim schemacie strukturalnym (rys. 1b) energia elektryczna jest wytwarzana przez prądnicę prądu przemiennego napędzaną bezpośrednio z silnika samolotu. Prąd stały uzyskuje się z bloku transformatorowo-prostowniczego, a prąd przemienny o stałej częstotliwości za pomocą przetwornic. Część odbiorników (ogrzewanie, oświetlenie) zasilana jest bezpośrednio z prądnicy. Trzeci schemat strukturalny (rys. 1c) ma prądnicę prądu stałego napędzaną także bezpośrednio przez silnik samolotu. Prąd przemienny o stałej częstotliwości uzyskuje się za pomocą przetwornic. Czwarty schemat strukturalny (rys. 1d) jest kombinacją dwóch poprzednich. Oprócz przedstawionych struktur może istnieć wiele innych rozwiązań strukturalnych WES np. zastosowanie w pierwszej strukturze dodatkowej prądnicy prądu przemiennego o niestabilizowanej częstotliwości lub też, w miejsce bloku transformatorowo-prostowniczego bezkomutatorowej prądnicy prądu stałego itp.

Zastosowanie danej struktury układu WES związane jest z zapotrzebowaniem na określony rodzaj i moc energii elektrycznej. Na wybór prądu stałego mają wpływ:

- prądnice, które napędzane są bezpośrednio z silników samolotu;
- prosty układ współpracy równoległej prądnicy;
- duże momenty rozruchowe i szczytowe oraz możliwość względnie

prostej regulacji obrotów silników elektrycznych;

— możliwość zastosowania jednoprzewodowej sieci i aparatury komutacyjnej;

— zastosowanie akumulatorów jako rezerwowego źródła energii elektrycznej.

Za wyborem prądu przemiennego przemawiają następujące czynniki:

— brak problemu komutacji i zużycia szczotek;

— prostota konstrukcji i eksploatacji, a także możliwość uzyskania dużych prędkości obrotowych silników elektrycznych;

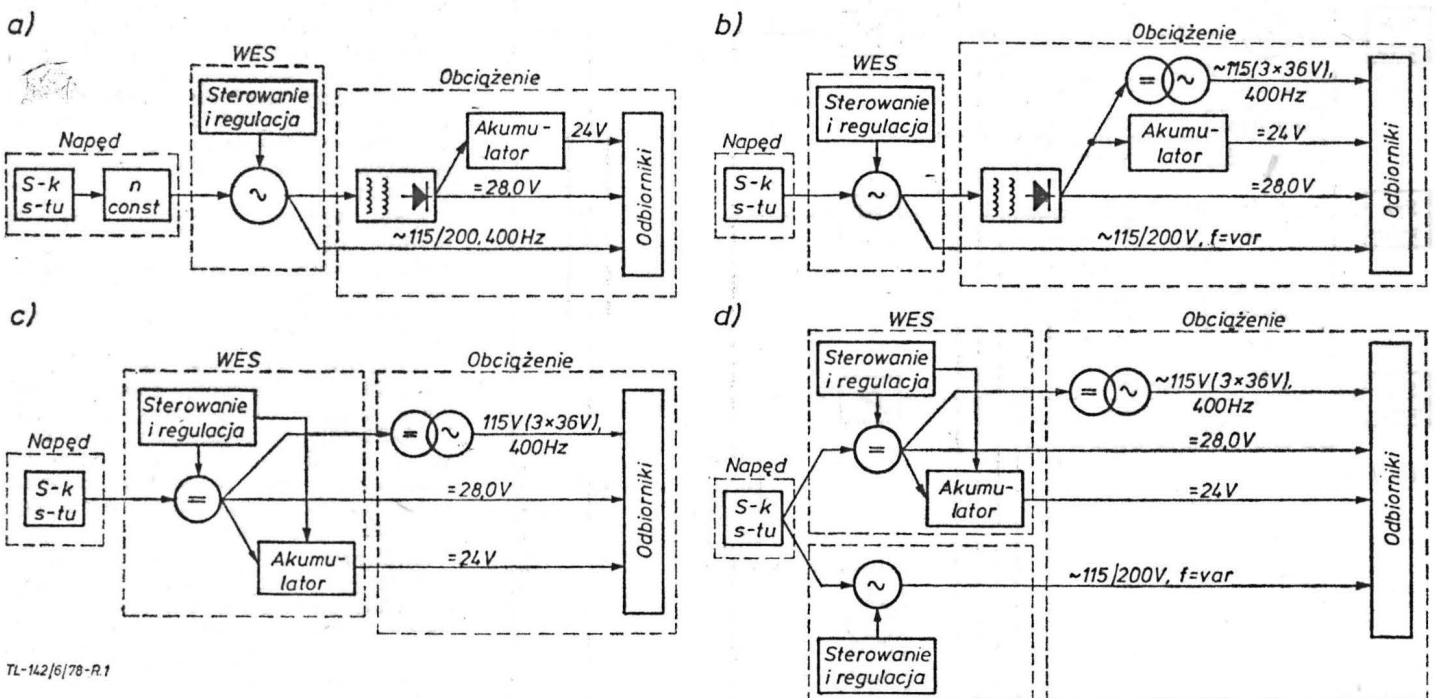
— łatwość otrzymywania różnych wartości napięcia;

— możliwość pracy instalacji i elementów węzła prądu przemiennego na większych wysokościach aniżeli prądu stałego. Przeprowadzane analizy zalet i wad obu rodzajów energii elektrycznej nie odpowiadają jednoznacznie na pytanie, który rodzaj energii elektrycznej jest bardziej perspektywiczny.

Struktura układu WES przedstawiona na rys. 1a jest najbardziej rozpowszechniona w samolotach pasażerskich (i bombowych). Przedstawicielami tej grupy są:

- Concorde, DC-8, Il-62 — samoloty dalekiego zasięgu;
- Trident, Boeing 727 — średniego zasięgu;
- Boeing 737, Fokker F-28 — małego zasięgu itd.

Poszczególne typy samolotów tej grupy (z punktu widzenia struktur



TL-142/6/78-R.1

Rys. 1 a, b, c, d. Typowe schematy struktur węzłów elektroenergetycznych samolotów

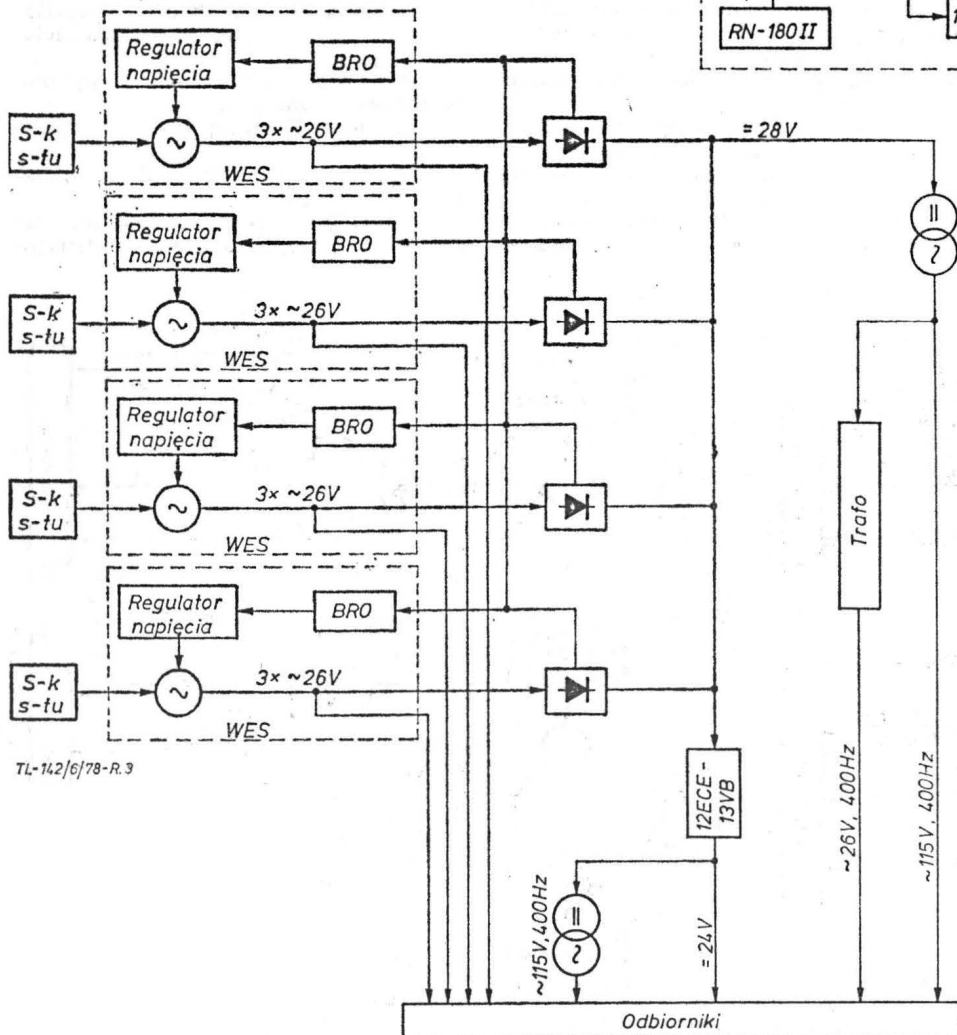
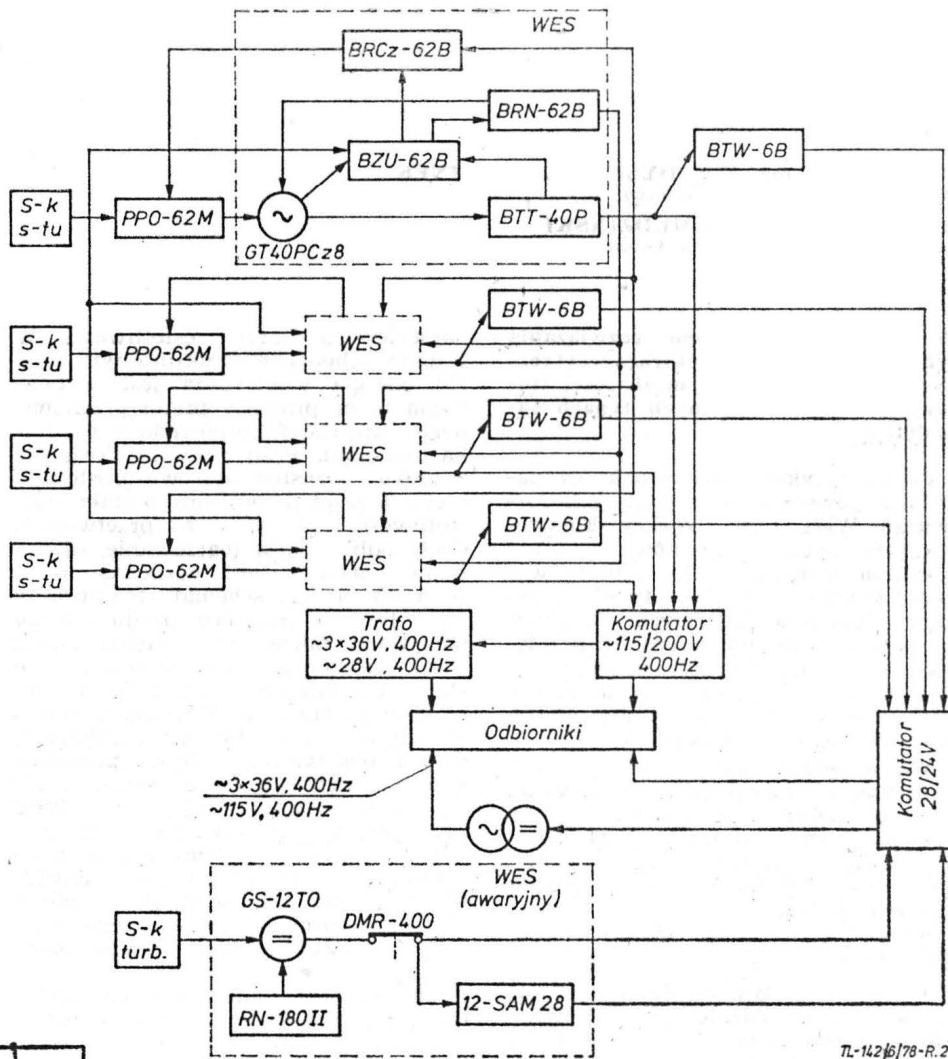
układu WES) różnią się między sobą tylko rozwiązaniami konstrukcyjnymi elementów WES. Na rys. 2 przedstawiono schemat blokowy układu WES samolotu Il-62.

Podstawowym źródłem energii elektrycznej są cztery prądnice GT40PCz8 prądu przemiennego trójfazowego o napięciu 115/200 V i mocy 40 kVA każda. Prądnice napędzane są pośrednio (przez układ o stałej prędkości obrotowej PPO-62M) z silników samolotu i pracują równolegle tworząc sieć zamkniętą, z której po transformowaniu otrzymuje się prąd przemienny trójfazowy lub jednofazowy o napięciu 36 V i 28 V. Prąd stały o napięciu 28 V otrzymuje się z bloków transformatorowo-prostowniczych BTW-6B. Z tymi blokami współpracują cztery akumulatory kwasowe 12SAM-28 oraz w przypadku awaryjnym prądnica — rozrusznik prądu stałego GS-12TO napędzana z integralnego silnika turbinowego. Podstawowym zadaniem prądnicy rozrusznika jest pośredni rozruch silników samolotu (przez integralny silnik turbinowy). Poza tym w skład układu WES wchodzi następujące bloki:

- zabezpieczenia i sterowania BZU-62B;
- regulacji napięcia BRN-62B;

Rys. 2. Schemat blokowy układu WES samolotu pasażerskiego Il-62

Rys. 3. Schemat blokowy układu WES samolotu pasażerskiego Comet 4



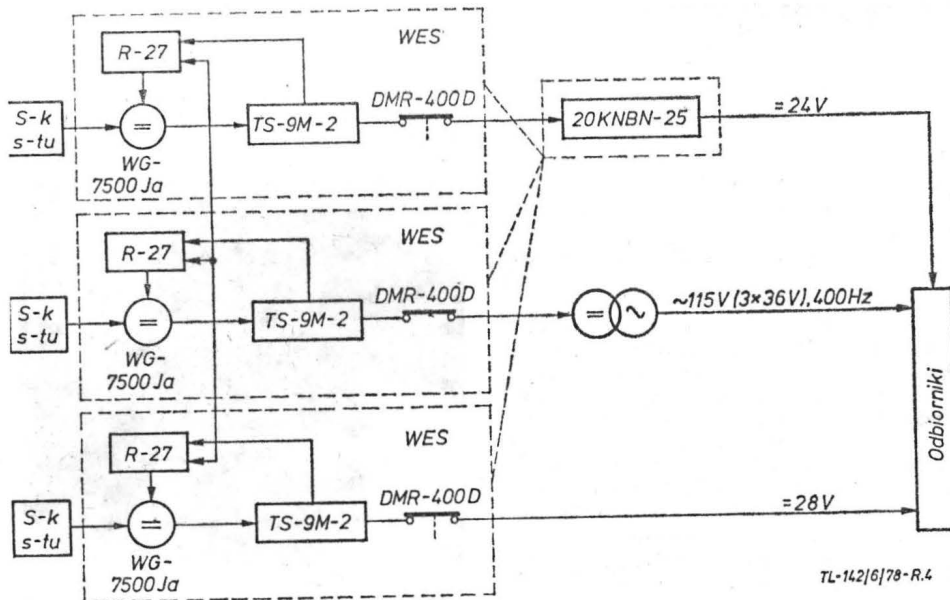
- regulacji częstotliwości BRCz-62B;
- transformatorów prądowych BTT-40P.

Bloki BZU-62B chronią prądnice przed: wahaniami napięcia i częstotliwości prądu w sieci, przeciążeniami reaktancyjnymi i rezystancyjnymi, prądem wyrównawczym równolegle pracujących prądnic. Umożliwiają także zdalne, automatyczne włączenie prądnic przy napięciu wyższym od 175÷185 V i częstotliwości wyższej od 372÷380 Hz. Powodują nieodwracalne, selektywne odłączenie niesprawnej prądnicy.

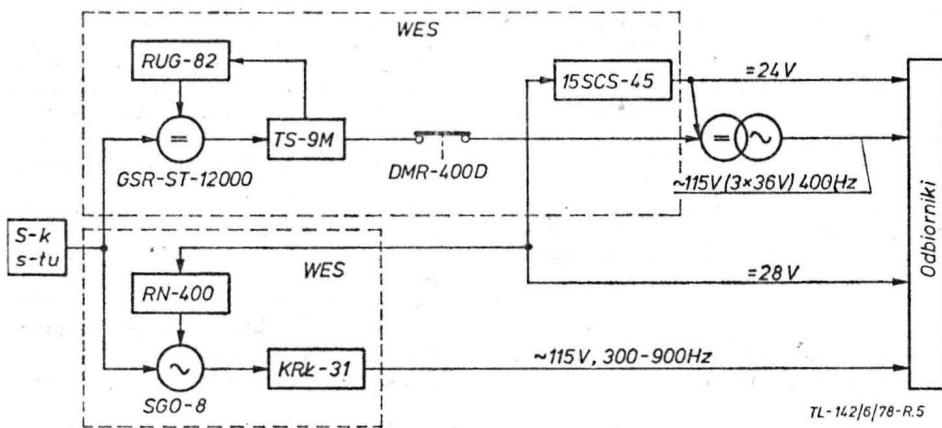
Bloki BRN-62B utrzymują napięcie prądnic na stałym poziomie przez zmianę prądu w uzwojeniu sterującym wzbudnicy, a także powodują równomierne obciążenie prądnic mocą pozorną.

Bloki BRCz-62B służą do stabilizacji częstotliwości i równomiernego obciążenia prądnic mocą rzeczywistą. Bloki BTT-40P są elementami pomiarowymi dla BRN-62B i BRCz-62B. Umożliwiają one sterowanie zarówno pracą pojedynczej prądnicy, jak i pracą równoległą prądnic.

Struktura WES przedstawiona na rys. 1b jest rzadko spotykana w obecnej eksploatacji samolotach, jednakże prostota układu i nowe osiągnięcia w dziedzinie elektroniki (zbudowanie statycznych przetwornic częstotliwości — cyklokonwerter) spowodowały ponowne zainteresowanie tą strukturą. Przykładem zastosowania



Rys. 4. Schemat blokowy układu WES samolotu pasażerskiego Jak-40



Rys. 5. Schemat blokowy układu WES samolotu myśliwskiego

tej struktury był samolot pasażerski Comet 4. Schemat blokowy układu WES tego samolotu przedstawiono na rys. 3.

Podstawowym źródłem energii elektrycznej są cztery prądnice prądu przemiennego trójfazowego  $3 \times 26$  V o zmiennej częstotliwości  $196 \div 505$  Hz i mocy 14 kVA każda. Prądnice nie pracują równolegle. Napięcie stałe 28 V uzyskuje się z bloków prostowniczych, które połączone są równolegle. Wraz z nimi współpracuje sześć akumulatorów 12ECE13VB. Napięcie 115 V, 400 Hz uzyskuje się z przetwornic maszynowych. Napięcie każdej prądnicy regulowane jest przez dwa kaskadowo połączone regulatory węglowe firmy Newton, włączone szeregowo w obwód uzwojenia wzbudzenia prądnicy. Dzięki takiemu połączeniu regulatorów (słupek regulatora pomocniczego jest w obwodzie sterowania regulatora roboczego) uzyskano dobrą regulację napięcia w bardzo szerokim przedziale prędkości obrotowej prądnicy, a także dużą stabilność i dokładność układu WES. W celu równomiernego obciążenia bloków prostowniczych, zastosowano bloki równomiernego obciążenia (BRO), które sterują obciążeniem poszczególnych prądnic, a tym samym i obciążeniem

bloków prostowniczych.

Struktura układu WES przedstawiona na rys. 1c nie jest zbyt powszechna w samolotach dużych (szerokie zastosowanie znalazła jednak w samolotach małych). Przedstawicielami tej grupy są: Jak-40, Lockheed Jet Star, Potez MS-760C itd. Na rys. 4 przedstawiono schemat blokowy układu WES samolotu pasażerskiego Jak-40.

Podstawowym źródłem energii są trzy prądnice szeregowo-bocznikowe WG-7500Ja prądu stałego o napięciu 28 V i mocy 9 kW każda. Sieć prądu stałego jest jedнопроводова. Zapasowym źródłem zasilania są dwa akumulatory kadmowo-niklowe 20KNBN-25. Prąd przemienny o napięciu 115 V oraz  $3 \times 36$  V, 400 Hz uzyskuje się z przetwornic maszynowych. Poza tym w skład układu WES wchodzi:

- węglowy regulator napięcia R-27;
- transformatory stabilizujące TS-9M-2;
- przekaźniki różnicowe DMR-400D.

Węglowe regulatory napięcia służą do automatycznej regulacji napięcia i równomiernego rozdziału obciążenia między równolegle pracujące prądnice.

Transformatory stabilizujące służą do podwyższenia stabilności pracy węzła elektroenergetycznego z węglowymi regulatorami napięcia.

- Przekaźniki różnicowe mają na celu:
- podłączenie prądnic do sieci samolotu po osiągnięciu przez nie napięcia wyższego od napięcia sieci (przy prawidłowej polaryzacji);
  - odłączenie prądnic od sieci, gdy płynie prąd zwrotny;
  - odłączenie prądnicy od sieci, gdy nastąpi przerwa w obwodzie prądnicy.

Struktura układu WES przedstawiona na rys. 1d jest bardzo rozpowszechniona wśród małych i średnich samolotów bojowych. Znalazła także zastosowanie wśród samolotów pasażerskich i bombowych. Wraz z wynalezieniem bezkomutatorowych prądnic prądu stałego i statycznych przetwornic częstotliwości, struktury tego typu układów WES stały się najbardziej perspektywiczne. Przedstawicielami są: Hawker Siddely HS125 Jet Dragon, American Aircraft Jet Stream, Il-28, MiG-21 itd. Na rys. 5 przedstawiono schemat blokowy układu WES samolotu MiG-21.

Podstawowym źródłem energii prądu stałego jest prądnica — rozrusznik GSR-ST-12000 o mocy 12 kW, która pracując jako silnik służy do rozruchu silnika samolotu. Równolegle z prądnicą prądu stałego pracują dwa akumulatory srebrowo-cynkowe 15SCS-45. Dodatkowo w skład węzła prądu stałego wchodzi:

- węglowy regulator napięcia RUG-82;
  - transformator stabilizujący TS-9M;
  - przekaźnik różnicowy DMR-400T.
- Źródłem prądu przemiennego o zmiennej częstotliwości jest prądnica SGO-8 o mocy 8 kVA. W skład węzła prądu przemiennego wchodzi:
- węglowy regulator napięcia RN-400B;
  - blok sterujący KRL-31M.

Blok KRL-13M włącza i wyciąga obciążenie prądnicy przy zmianie częstotliwości i przy przeciążeniach lub też wyciąga przy przerwie w obwodzie fazy prądnicy.

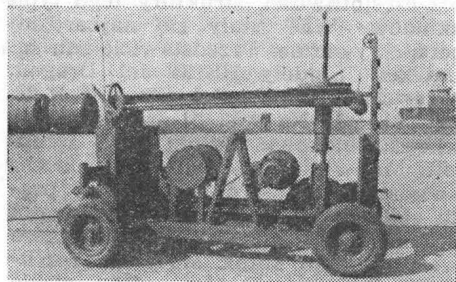
Podsumowując zagadnienia struktur układów WES można powiedzieć, że wybór określonego WES związany jest ściśle z innymi układami energetycznymi (hydraulicznym i pneumatycznym) samolotu. Nowe techniki i rozwiązania konstrukcyjne elementów danego układu energetycznego, zmierzające do poprawy charakterystyk funkcjonalnych, zmniejszenia ciężaru i zwiększenia niezawodności powodują, że w miarę doskonalenia rozwiązań zyskują przewagę te warianty zasilania energetycznego samolotu (elektryczne, hydrauliczne, pneumatyczne), w których został osiągnięty szczególnie istotny postęp techniczny (obwody scalone, alternatory, cyklokonwertery — statyczne przetwornice częstotliwości i inne).

#### LITERATURA

1. Praca zbiorowa: Awtomatika i elektromechanika — artykuły poświęcone W. S. Kulebakini. Izdatelstwo Nauka, Moskwa 1973.
2. W. S. ZŁOCZEWSKIJ: Systemy elektro-szabnienija pasażirskich samolotow. Izdatelstwo Maszynostrojenije, Moskwa 1971.
3. I. I. LUKIN: Systemy elektro-szabnienija samolotow i wiertolotow. Izdatelstwo Transport, Moskwa 1970.

## Sposób oraz urządzenie do określania współczynnika tarcia nawierzchni drogowych i lotniskowych

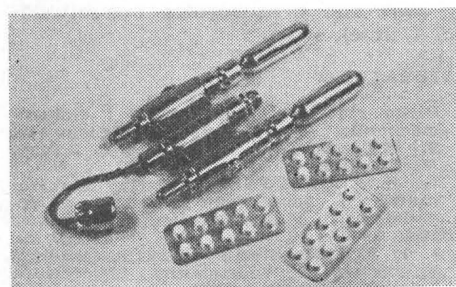
Przedmiotem wynalazku (patent nr 93453, twórcy: L. Bukowski, Z. Pytlewski, Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych) jest określanie współczynnika tarcia nawierzchni drogowych i lotniskowych za pomocą pomiaru chwilowych wartości prędkości kątowej użytego do pomiarów ogumionego koła oraz siły normalnej i siły tarcia, powstałych w procesie hamowania tego koła, rozpędzonego uprzednio do żądanej prędkości kątowej, a następnie gwałtownie opuszczonego z określonej wysokości pod wpływem własnego ciężaru i regulowanego balastu na badaną nawierzchnię.



Urządzenie do określania współczynnika tarcia nawierzchni drogowych i lotniskowych składa się z przyczepy, osadzonej na niej wahliwie w płaszczyźnie pionowej ogumionego koła, napędzanego tarczą cierną i silnika elektrycznego umocowanego nieprzesuwnie do ramy przyczepy oraz ręcznie napędzanego zespołu podnoszącego ogumione koło nad powierzchnię badanej nawierzchni i zwalnającego je w procesie pomiaru. Oś ogumionego koła związana jest w płaszczyznach pionowej i poziomej z ramą przyczepy za pośrednictwem dynamometrów tensometrycznych, połączonych elektrycznie ze znanym mostkowym układem tensometrycznym i urządzeniem rejestrującym. Urządzenie to rejestruje również czas oraz impulsy proporcjonalne do mierzonej prędkości kątowej ogumionego koła, otrzymane przez zwieranie ogniwa elektrycznego za pomocą osadzonej nieprzesuwnie pary szczotek, zwieranych przez osadzone na piaście ogumionego koła progi zwierające.

## Urządzenie spustowe gazu do wypełniania komory pneumatycznej kamizelki ratunkowej

Przedmiotem wynalazku (patent PRL nr 94 024, twórca Janusz Jankowski, Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych) jest urządzenie spustowe gazu do wypełnienia komory pneumatycznej m.in. kamizelki ratunkowej. Komory pneumatycznych kamizelek lub łodzi ratunkowych, będące wyposażeniem załóg statków powietrznych,



napęlane są w razie potrzeby gazem, magazynowanym w stanie sprężonym w specjalnych butlach.

Urządzenie spustowe, wg wynalazku, polega na tym, że zawiera co najmniej dwa bliźniacze zespoły iglicowe, które osadzone są w dwóch zakończonych gwintowanymi gniazdami i położonych równolegle względem siebie cylindrycznych prowadnicach korpusu i sterowane jedną krzywką spustową, umieszczoną przesuwnie w części centralnej korpusu i pomiędzy prowadnicami zespołów iglicowych. Każdy zespół iglicowy składa się z iglicy w kształcie grzybka, podpartej sprężyną i skierowanej grotiem w kierunku gwintowanego gniazda, zawieszona nad nią tłoczka oraz działająca na niego ściśniętej sprężyny śrubowej, przy czym tłoczek blokowany jest przez umieszczony w płaszczyźnie prostopadłej do jego osi i wystający do wewnątrz jego prowadnicy suwak, którego drugi koniec opiera się o krzywkę spustową. Krzywka spustowa dociskana jest osadzoną wzdłuż jej osi sprężyną do umieszczonej na jej przedłużeniu i rozpuszczającej się w środowisku wodnym tabletki, a jej swobodny koniec połączony jest z linką spustową. Rozpuszczenie się tabletki lub pociągnięcie za linkę spustową powoduje przesunięcie się krzywki spustowej wzdłuż jej podłużnej osi, przemieszczenie się suwaków w kierunku osi krzywki spustowej i odblokowanie tłoczków, które pod wpływem działających na nie ściśniętych sprężyn uderzają w iglicę, a te z kolei przebijają znajdujące się pod nimi przepony lub korki szyjek butli, umieszczonych w gwintowanych gniazdach korpusu.

## Zawór odcinający pływakowy do manometrów rtęciowych

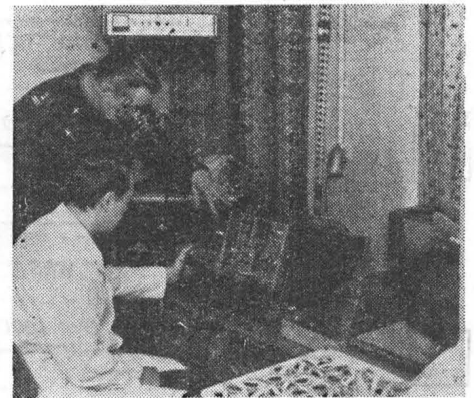
Przedmiotem wynalazku (patent nr 79 449, twórcy: H. Gontarczyk, Z. Kaczmarczyk, Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych) jest zawór odcinający pływakowy, zwłaszcza do manometrów rtęciowych, którego zadaniem jest zabezpieczenie instalacji, w której wytwarzane jest podciśnienie, przed przedostawaniem się do niej rtęci z manometru w przypadku nieoczekiwanego wzrostu podciśnienia.

W zaworze, wg wynalazku, grzybek w kształcie kubka z umocowaną na jego dnie uszczelką z miękkiej gumy, osadzony jest przesuwnie na umocowanej szczelnie w obudowie wskaźnika poziomu i wewnątrz niego tulejce, której sfazowane czoło stanowi jednocześnie jego siedzisko. Grzybek nie jest związany z pływakiem a jedynie styka się z nim. Styk między tymi elementami jest punktowy, co uzyskano przez płaskie ukształtowanie powierzchni czołowej jednego z elementów oraz wypukłe ukształtowanie powierzchni czołowej drugiego elementu. Wypukła powierzchnia czołowa może mieć kształt czaszy kulistej.

Osadzony współśrodkowo z siedziskiem grzybek zapewnia równoległość powierzchni uszczelki i czołowej krawędzi siedziska, a co za tym idzie, większą szczelność między tymi elementami.

Stwierdzono ponadto, że do zwiększenia nacisków jednostkowych w miejscu styku uszczelki z siedziskiem, dobrze jest czoło tulejki zaopatrzyć w fazę. Dodatkową zaletą rozwiązania, wg wynalazku, jest łatwość wymiany siedziska, ponieważ nie jest ono integralnie związane z obudową wskaźnika poziomu manometru.

## Szybkie określanie zużycia łożysk tocznych lotniczych silników turbiniowych



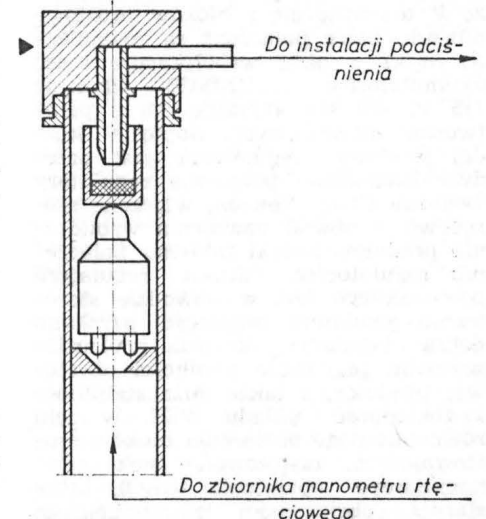
Przedmiotem wynalazku (patent nr 83 432, twórca Jerzy Lewitowicz, Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych) jest sposób szybkiego określenia zużycia łożysk tocznych zwłaszcza lotniczych silników turbinowych za pomocą rentgenowskiej radioizotopowej analizy fluorescencyjnej. Sposób ten pozwala na otrzymanie wyniku kontrolnego w czasie kilkunastu minut z próbki oleju o objętości kilkudziesięciu milimetrów.

Osiągnięto to przez wykorzystanie metody rentgenowskiej radioizotopowej analizy fluorescencyjnej, w której dokonuje się dwukrotnego pomiaru wzbudzonego promieniowania fluorescencyjnego próbki oleju, bądź sączka przez który przefiltrowano małą ilość oleju z produktami zużycia łożysk; w tym przy zastosowaniu aluminiowego filtra osłabiającego promieniowanie.

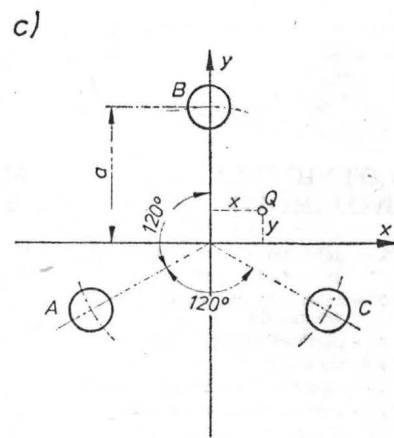
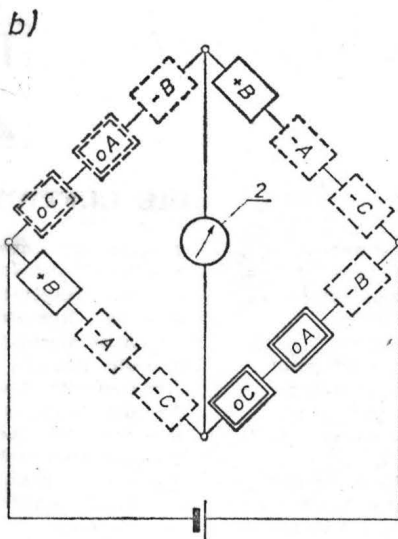
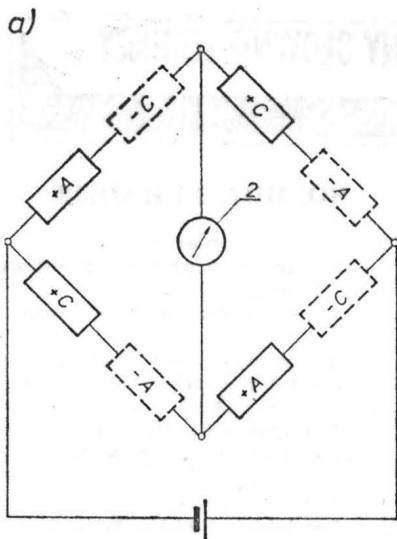
Miarą powstania awaryjnego zużycia łożysk silnika jest odchylenie od zadanej wartości stosunku ilości zliczeń proporcjonalnych do natężenia promieniowania charakterystycznego, przy czym interpretacji wyniku dokonuje się w oparciu o krzywą cechowania.

Opisany sposób badania stanu łożysk można stosować także do badania dużych silników tłokowych, z tym, że sama metoda jest mniej czuła, ponieważ w całym procesie eksploatacji silnika zużywają się także łożyska ślizgowe zawierające związki miedzi i cynku.

Caikowity czas pomiaru wraz z filtrowaniem ok. 100 ml próbki oleju trwa kilkanaście minut.



TL-127/9/78



TL-119/7/78

**Pomiar współrzędnych środka ciężkości ciał o skomplikowanych kształtach geometrycznych**

Przedmiotem wynalazku (patent nr 78275, twórcy: L. Bukowski, K. Szkup, Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych) jest sposób pomiaru współrzędnych środka ciężkości ciała o skomplikowanych kształtach geometrycznych, zwłaszcza człowieka podczas badań zmysłu równowagi.

Istota wynalazku polega na tym, że mie-

rzy się chwilowe wartości współrzędnych środka ciężkości badanego ciała, zamienione uprzednio na sygnały elektryczne za pomocą tensometrów, umieszczonych na spinających elementach sprężystych trzech podpór, na których spoczywa badane ciało i włączonych do mostkowych układów pomiarowych w taki sposób, aby dla przyjętego układu współrzędnych i założonego rozstawienia podpór spełnione były wynikające z równań równowagi zależności, określa-

jące współrzędne środka ciężkości badanego ciała.

Przedstawiony sposób eliminuje konieczność rozwiązywania równań równowagi, a w zastosowaniu do badania zmysłu równowagi człowieka, pozwala śledzić ciągłe zmiany jego środka ciężkości i na tej podstawie określać ewentualne odchylenia od normy, co ma szczególne znaczenie przy badaniu zdolności człowieka do wykonywania np. zawodu pilota.

**PROTOTYP**

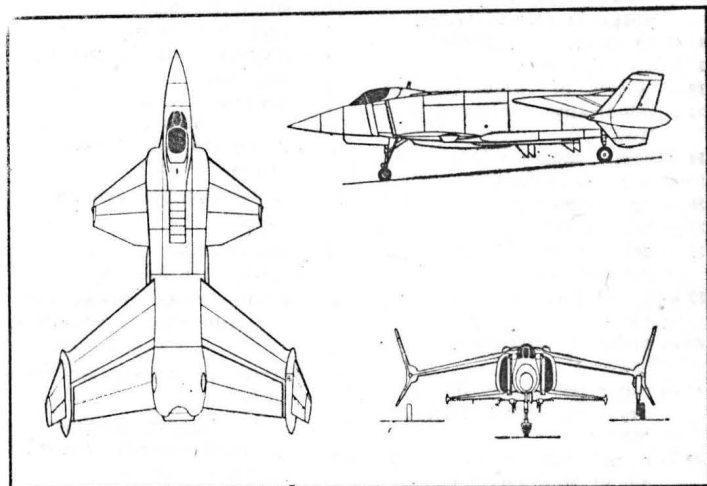
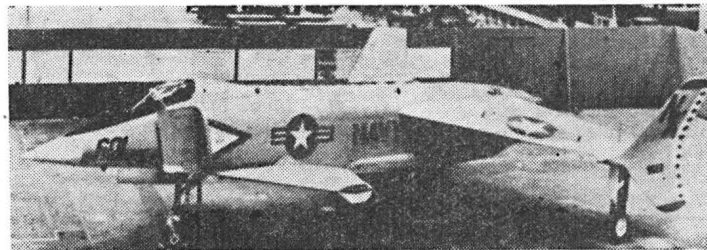
**Rockwell XFV-12A ● USA ●**

**Taktyczny samolot V/STOL dla USNavy**

W przypadku samolotów V/STOL bezpośredniego wsparcia używanych przez lotnictwo taktyczne i piechotę morską wystarczają poddźwiękowe prędkości lotu, natomiast od samolotów taktycznych lotnictwa marynarki, przeznaczonych zarówno do zadań szturmowych, jak i myśliwskich, wymaga się prędkości naddźwiękowych. Do naddźwiękowych samolotów V/STOL nie jest przydatny układ napędowy zastosowany na samolotach Harrier, tj. silnik dwuprzepływowy o stosunku natężeń przepływu 1,5:1 z obrotowymi dyszami wylotowymi. W związku z tym firma North American Rockwell (obecnie Rockwell International) już w 1972 r. rozpoczęła prace nad nową koncepcją napędu taktycznych samolotów V/STOL dla USNavy, przystosowanych do działania z małych lotniskowców klasy 12 700 ton. Wynikiem tych prac było zbudowanie prototypu samolotu XFV-12A, którego próby w locie rozpoczęły się w połowie 1978 r.

Samolot ma układ kaczki, w którym zarówno płat główny, jak i płat przedni wykorzystuje się do wytwarzania siły nośnej za pomocą strumienia gazów dwuprzepływowego silnika napędowego. Każde skrzydło jest zaopatrzone w trzy kłapy, które w położeniu zamkniętym tworzą znaczną część profilu skrzydła, a w położeniu otwartym — ejektor o pionowej lub skośnej osi. Do wnętrza kłap w położeniu otwartym doprowadzane są przewodami gazy z komory mieszania silnika, które uchodząc następnie otworami w pokryciu kłap wymuszają wtórny przepływ powietrza w stosunku 8:1 (tj. 8 kg/s powietrza na 1 kg/s gazów). Powoduje to wytworzenie siły nośnej, która jest o 60% większa od siły nośnej powstałej bez zjawiska ejekcji. Przez odpowiednią zmianę położenia poszczególnych kłap można zmieniać zarówno wartość siły nośnej danego skrzydła (zmiana przekroju wylotowego ejektora), jak i kierunek jej działania, co umożliwia sterowanie samolotem w czasie pionowego startu i zawisu oraz skrócony start. Opisany system wytwarzania siły nośnej nazwany został Thrust-Augmented Wing.

Napęd samolotu stanowi dwuprzepływowy silnik Pratt Whitney F401-PW-400 z dopalaczem, o stosunku natężeń przepływu 0,75:1, o ciągu 7295 daN bez dopalania i 12 496 daN z dopalaniem. Za komorą mieszania (strumieni zimnego i gorącego) zastosowano urządzenie rozdzielcze kierujące gazy z komory mieszania albo do dyszy wylotowej



(lot poziomy) albo do przewodów zasilających kłapy skrzydeł. Ciąg silnika zabudowanego wynosi 6257 daN, a siła nośna wytwarzana przez gazy silnika 9697 daN.

Do budowy prototypu wykorzystano podwozie i kabinę samolotu Skyhawk oraz wloty powietrza i kesony skrzydła samolotu Phantom.

**Dane techniczne:** rozpiętość całkowita 8,69 m; długość całkowita 13,39 m; wysokość 3,15 m; rozstaw kół 7,69 m; powierzchnia płata głównego 27,2 m<sup>2</sup>; powierzchnia płata przedniego 7,72 m<sup>2</sup>; masa własna 6260 kg; masa do startu pionowego 8845 kg; masa do startu skróconego 11 000 kg; prędkość maksymalna Ma = 2,2÷2,4; długość startu skróconego 91 m; promień działania 925 km.

W. K.

LOTNICTWO  
WOJSKOWE

- 1 — uzbrojenie podwieszane, uzbrojenie zewnętrzne
- 2 — zewnętrzny punkt podwieszenia
- 3 — podkadłubowy p.p.
- 4 — podskrzydłowy p. p.
- 5 — chowany zasobnik rakiet
- 6 — zasobnik z wyrzutnią rakiet, w. podwieszana
- 7 — w. (rakiet) wielokrotna
- 8 — uchwyty bombowy, wyrzutnik b.
- 9 — zamek b.
- 10 — bomba dymna
- 11 — b. fotograficzna
- 12 — b. głębinowa
- 13 — b. kulkowa
- 14 — b. z napędem (rakietowym)
- 15 — b. przeciwbetonowa
- 16 — b. przeciwpancerna
- 17 — b. samonaprowadzająca
- 18 — b. spadochronowa, b. o opóźnionym spadku
- 19 — b. świetlna
- 20 — b. z zapalnikiem czasowym
- 21 — rakietka z naprowadzaniem telewizyjnym
- 22 — r. naprowadzana niezależnie od pogody
- 23 — r. marszowa
- 24 — laserowa głowica samonaprowadzająca
- 25 — zasobnik z działkiem, z. z działkami
- 26 — łożo działka pokładowego
- 27 — działko szybkostrzelne
- 28 — zasobnik z wyposażeniem rozpoznawczym, z. rozpoznawczy
- 29 — zasobnik foto, z. dla rozpoznania fotograficznego
- 30 — zasobnik z zaopatrzeniem
- 31 — z. ratowniczy
- 32 — zestaw dla przeżycia
- 33 — odrzucony zbiornik paliwa
- 34 — sonda magnetyczna
- 35 — boja akustyczna
- 36 — cel holowany
- 37 — rakietka-cel
- 38 — cel zdalnie kierowany, samolot-cel
- 39 — samolot zdalnie kierowany
- 40 — radar poszukiwania celów
- 41 — radar pokładowy dla wykrywania celów naziemnych
- 42 — r. p. dla wykrywania celów nawodnych
- 43 — r. p. dla wykrywania celów powietrznych
- 44 — samolot wczesnego wykrywania celów
- 45 — pokładowy nadajnik zakłóceń
- 46 — system wykrywania i śledzenia celu
- 47 — system śledzenia
- 48 — układ kierowania ogniem
- 49 — układ celowniczy
- 50 — skrzynka manipulacyjna uzbrojenia, tabliczka sterowania uzbrojeniem
- 51 — noktowizor pilota
- 52 — rozpoznanie telewizyjne
- 53 — laserowy system pomiaru odległości (K. D.)

MILITARY  
AVIATION

- 1 — (external) stores
- 2 — external stores station, store station, external mounting point
- 3 — fuselage station
- 4 — underwing hard point
- 5 — retractable launcher
- 6 — launching pod
- 7 — multiple launcher, multibarreled l.
- 8 — bomb rack, b. carrier
- 9 — bomb-carrier hook
- 10 — smoke (marker) bomb
- 11 — photo b., flash b.
- 12 — depth b., depth charge
- 13 — pellet b.
- 14 — jet b., powered b.
- 15 — concrete-piercing b.
- 16 — penetration b., penetrating b.
- 17 — homing b., self-guided b.
- 18 — retarded b. slow b., drag-chute b.
- 19 — flare b.
- 20 — time-fuse b.
- 21 — television-guided missile
- 22 — all-weather m.
- 23 — cruise m.
- 24 — laser guidance head, l. seeker h.
- 25 — gun, gun container
- 26 — gun mount, g. mounting assembly
- 27 — high firing rate cannon
- 28 — reconnaissance pod, recce pod
- 29 — (aerial) camera pod
- 30 — supply container
- 31 — survival pack, s. container, rescue c.
- 32 — surviving kit
- 33 — fuel drop tank
- 34 — magnetic (field) probe
- 35 — sonobuoy
- 36 — tow(ed) target
- 37 — target missile
- 38 — drone target, target drone
- 39 — remote-piloted vehicle (RPV)
- 40 — search rada
- 41 — air-to-surface radar
- 42 — air-to-surface (vessel) radar, airborne sea-search r.
- 43 — air-to-air radar, air search r.
- 44 — early-warning airplane
- 45 — airborne jammer system, a. ECM system
- 46 — target search and track system
- 47 — tracking equipment, t. system
- 48 — fire-control system
- 49 — weapon-aiming system
- 50 — weapons control panel, w. management p.
- 51 — (pilot's) night vision system (PNVS)
- 52 — television reconnaissance
- 53 — laser distance-measuring system, laser range-finder

(K. D.)

DIE LUFTWAFFE

- 1 — die Aussenwaffen
- 2 — der Aufhängungspunkt, die Aussenstation
- 3 — die Rumpfstation (für Aussenlasten)
- 4 — die (Unter-) Flügelstation für Aussenlasten
- 5 — der Waffenschacht
- 6 — der Werferbehälter
- 7 — der Mehrfachwerfer
- 8 — der Bombenträger, die Bomben-Aufhängevorrichtung
- 9 — das Bombenschloss
- 10 — die Nebelbombe, Rauchbombe, Signalbombe
- 11 — die Blitzlichtbombe
- 12 — die Wasserbombe, die Wabo
- 13 — die Kugelbombe
- 14 — die Raketenbombe
- 15 — der Betonbrecher
- 16 — die Panzerbombe
- 17 — die Zielsuchende Bombe
- 18 — die Fallschirmbombe, die Verzögerungsbombe
- 19 — die Leuchtbombe
- 20 — die Bombe mit Zeitzündung
- 21 — die Fernsehlenkwaffe
- 22 — die Allwetterlenkwaffe
- 23 — der Marschflugkörper
- 24 — der Laser-Zielsuchkopf, der Lasersucher
- 25 — der Kanonenbehälter
- 26 — die Bordkanonenlafette
- 27 — die Schnellfeuerkanone
- 28 — der Aufklärungsbehälter
- 29 — der Kamera-Behälter
- 30 — die Versorgungsbombe, der Versorgungsbehälter
- 31 — das Rettungsgerät, der Rettungssatz, das Rettungs- und Sicherheitsgerät
- 32 — der Lebensicherungssatz
- 33 — der Kraftstoff-Abwurfbehälter
- 34 — die Magnetfeldsonde
- 35 — die Sonarboje
- 36 — das Schleppziel
- 37 — die Zielfrakete
- 38 — der Zielflugkörper, das (ferngelenktes) Zielflugzeug, die Drohne
- 39 — (der) ferngelenkter Flugkörper, ferngesteuerter F., aerodynamischer Lenkflugkörper, Suchgerät
- 40 — der Luft-Boden-Radar
- 41 — der Luft-See-Radar
- 42 — der Luft-Luft-Suchradar
- 43 — das Frühwarnflugzeug
- 44 — der Bordstörseher
- 45 — der Bordstörseher
- 46 — das Zielerfassungs- und Bahnfolgesystem
- 47 — die Folgeeinrichtung, das Folgesystem
- 48 — das Feuerleitsystem
- 49 — die Waffenrichtgeräte, das Waffenrichtsystem
- 50 — das Waffenwahlbrett
- 51 — das Nachtsichtsystem
- 52 — die Fernsehaufklärung
- 53 — das Laser-Entfernungsmesssystem

(K. D.)

ВОЕННАЯ АВИАЦИЯ

- 1 — (наружные) подвески
- 2 — место наружной подвески грузов
- 3 — фюзеляжный узел подвески
- 4 — подкрыльный узел п.
- 5 — (убирающийся) контейнер для ракет
- 6 — пусковой контейнер
- 7 — многоствольная пусковая установка
- 8 — бомбодержатель
- 9 — замок бомбодержателя
- 10 — дымовая бомба, целеуказывательная бомба
- 11 — фотографическая бомба, фотобомба
- 12 — противолодочная бомба
- 13 — шариковая бомба
- 14 — бомба с реактивным ускорителем
- 15 — бетонобойная бомба
- 16 — бронебойная бомба
- 17 — самонаводящаяся бомба
- 18 — бомба замедленного падения, парашютная бомба
- 19 — светящая бомба
- 20 — б. замедленного действия
- 21 — ракета с телевизионной системой наведения
- 22 — всепогодная ракета
- 23 — маршевая ракета, маршевый снаряд
- 24 — лазерная головка самонаведения, лазерный координатор цели
- 25 — контейнер с пушкой
- 26 — (бортовая) огневая установка
- 27 — скорострельная пушка
- 28 — контейнер с аппаратурой для разведки
- 29 — к. аэрофотоаппарата
- 30 — к. с предметами снабжения
- 31 — контейнер с аварийно-спасательным оборудованием
- 32 — состав для жизнеобеспечения
- 33 — сбрасываемый топливный бак
- 34 — магнитный зонд
- 35 — гидроакустический буй
- 36 — буксируемая мишень
- 37 — ракета-мишень
- 38 — беспилотный самолет — мишень
- 39 — управляемый летательный аппарат
- 40 — бортовой поисковый радиолокатор
- 41 — б. радиолокатор для действия против наземных целей
- 42 — б. р. для действия против надводных целей
- 43 — б. р. обнаружения воздушных целей
- 44 — самолет радиолокационного дозора
- 45 — бортовой передатчик помех
- 46 — поисково — прицельная система, п. — следящая с. следящая система
- 47 — система управления огнём
- 48 — система управления огнём
- 49 — прицельная система
- 50 — пульт управления вооружением, панель выбора оружия
- 51 — система ночного видения пилота
- 52 — телевизионная разведка
- 53 — лазерная дальномерная система

Odrzutowy dwumiejscowy samolot do podstawowego i zaawansowanego szkolenia, a w wersji bojowej — do zadań szturmowych i rozpoznawczych

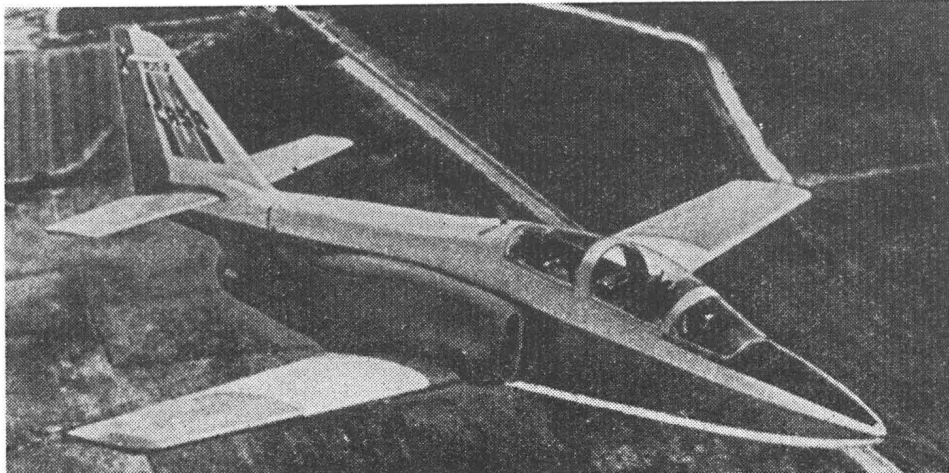
**KONSTRUKCJA.** Jednosilnikowy, odrzutowy, wolnonośny dolnopłat o konstrukcji metalowej.

**Plat.** Wolnonośny, trapezowy, bez skosu i bez skreślenia. Wznios dodatni 5°. Ciężka 2,36 m w płaszczyźnie symetrii i 1,41 m na końcu skrzydeł. Profil symetryczny Norcasa 15 o grubości względnej 15%. Krawędź natarcia bez mechanizacji. Kłapy na krawędzi spływu mają powierzchnię 2,50 m<sup>2</sup> i są wychyłane o 45°. Powierzchnia lotek 1,60 m<sup>2</sup>. Sterowanie kłap hydrauliczne, lotek — przez serwomechanizm. Lotki zaopatrzone w klapki nastawiane na ziemi. Plat jest jednoczęściowy, o konstrukcji trójdzwigarowej; między dwoma przednimi dźwigarami znajdują się integralne zbiorniki paliwa, tylny — służy do zamocowania kłap i lotek. Dźwigary są wykonywane przez frezowanie mechaniczne. Część pokrycia skrzydeł jest frezowana chemicznie. Konstrukcja kłap i lotek przekładkowa z tworzywa sztucznego. Krawędź natarcia skrzydeł daje się łatwo odejmować.

**Kadłub.** Metalowy, półskorupowy. Po obu stronach kadłuba znajdują się chwyt powietrza, zaopatrzone w oddzielne warstwy przysięennej. Ciśnieniowa, klimatyzowana kabina jest wyposażona w dwa wyrzutowane fotele Martin Baker Mk. 10 typu zero-zero w układzie tandem, przy czym tylny fotel jest umieszczony wyżej od przedniego o 0,325 m. Obie części kabiny — przednia i tylna — są oddzielone szybą i każda z nich ma indywidualną osłonę, otwieraną na prawą stronę. Instalacja klimatyzacji kabiny Hamilton Standard zapewnia maksymalne nadciśnienie 28,4 kPa (0,29 kg/cm<sup>2</sup>). Za kabiną znajduje się główny zbiornik paliwowy wypełniony pianką przeciwybuchową. Na kadłubie za kabiną umieszczona jest antena systemu TACAN. W tylnej części o dosyć dużym przekroju poprzecznym zabudowany jest silnik, do którego dostęp umożliwiają szybko odepinane duple osłony. W nosowej części kadłuba znajduje się znaczna część awioniki, antena ILS, akumulator i butle z tlenem. Pod środkową częścią kadłuba zamontowany jest duży hamulec aerodynamiczny, uruchamiany hydraulicznie. Dolna część kadłuba jest wzmocniona, dzięki czemu może przenosić obciążenie powstające przy lądowaniu ze schowanym podwoziem.

**Usterzenie.** Układ klasyczny. Usterzenie kierunku: powierzchnia całkowita 4,70 m<sup>2</sup>, powierzchnia steru 1,50 m<sup>2</sup>; ciężka 2,50 m u nasady i 0,75 m na końcu; skos mierzony na 25% ciężki 13°25'; konstrukcja statecznika dwudźwigarowa z frezowanymi dźwigarami; na końcu statecznika umieszczone są anteny VHF i VOR-LOC oraz lampy antykollizyjne; ster o konstrukcji przekładkowej, wyważony statycznie i dynamicznie, wychyłany o 30° w górę i 20° w dół. Napęd sterów mechaniczny, bez wspomagania.

**Podwozie.** Trójkołowe, budowane z licencji Dowty Rotol. Koła zawieszane na wahaczach. Koła główne z oporami o wymiarach 615 × 225 — 10 i podwojnymi tarzcowymi hamulcami wyposażonymi w urządzenia przeciwpółślizgowe. Podwozie główne



chowane wzdłuż skrzydła, w kierunku wewnętrznym. Koło przednie z oponą o wymiarach 450 × 140 — 8, sterowane w zakresie 60°, chowane do przodu.

**Napęd.** Jeden dwuprzepływowy silnik odrzutowy Garrett TFE731-2-2J o stosunku natężenia przepływu 2,8:1 i ciągu startowym 1556 daN przy jednostkowym zużyciu paliwa 0,503 kg/daN. Silnik ma modułową konstrukcję, dwuwałową wytornicę gazu i przekładnię między sprężarką niskiego ciśnienia a wentylatorem. Układ sterowania silnikiem elektroniczno-hydropneumatycznym z elektronicznym przelicznikiem. Masa silnika 329 kg. Wymiary poprzeczne: szerokość 870 mm, wysokość 990 mm (narzuciły one przekrój poprzeczny kadłuba). Pojemność głównego zbiornika paliwa wynosi 874 kg, a zbiorników skrzydłowych 446 kg. Możliwe jest podwieszenie zbiorników zewnętrznych o łącznej pojemności 520 kg. Zbiornik oleju o pojemności ok. 8 kg.

**Wyposażenie.** Instalacja hydrauliczna o ciśnieniu 20 700 kPa (211 kg/cm<sup>2</sup>) do chowania podwozia, napędu kłap, hamulca aerodynamicznego i hamulców kół. Instalacja pneumatyczna do klimatyzacji kabiny i uszczelniania jej osłon, zasilana powietrzem ze sprężarki silnika. Instalacja elektryczna prądu stałego zasilana prądnicą o mocy 9 kW. Wyposażenie elektroniczne składa się z radiostacji UHF i VHF, systemu nawigacji taktycznej TACAN firmy Collins i systemu nawigacyjnego VOR-LOC (prowadzenie przez radiolaternię z pomiarem odległości, tj. określanie pozycji samolotu) z urządzeniem do lądowania ILS firmy Bendix.

**Uzbrojenie.** W wersji bojowej samolot jest uzbrojony w działko DEFA o kalibrze 30 mm w zasobniku pod kadłubem oraz w podwieszenia na sześciu uchwytach pod skrzydłami o różnych wariantach o łącznej masie 2000 kg: 6 bomb po 260 kg, 4 bomby po 450 kg, 4 pojemniki z napalmem po 400 kg, 6 rakiet po 240 kg, 6 rakiet po 110 kg, 4 pociski Maverick po 210 kg, 4 bomby kierowane wiązką lasera po 300 kg, 2 bomby kierowane wiązką lasera po 465 kg, 6 bomb kulkowych po 215 kg, 4 bomby oświetlające po 225 kg, 2 zasobniki ECM (elektroniczne urządzenia zakłócające) po 270 kg. Może holować 2 latające cele o masie 215 kg.

**ROZWÓJ KONSTRUKCJI.** Studia nad samolotem rozpoczęto jesienią 1974 r., a 16 września 1975 r. podpisano z ministerstwem lotnictwa umowę na budowę 4 prototypów

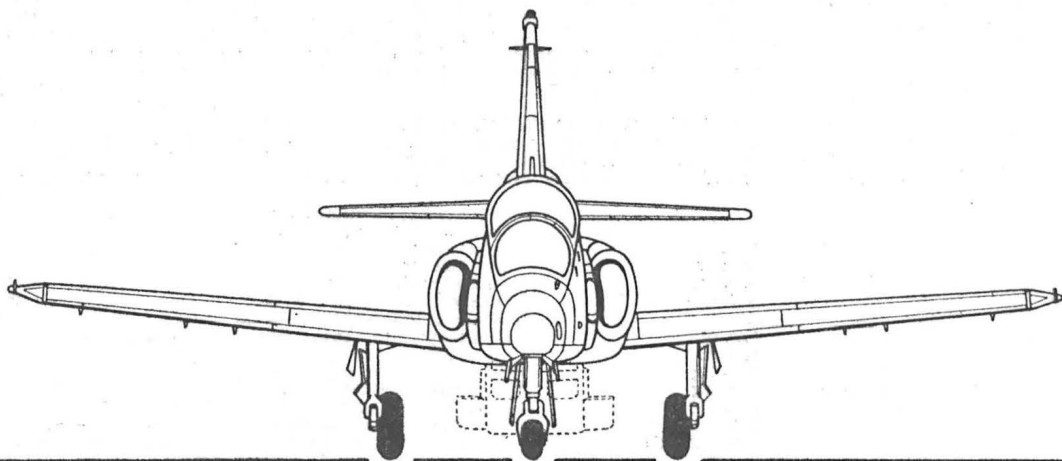
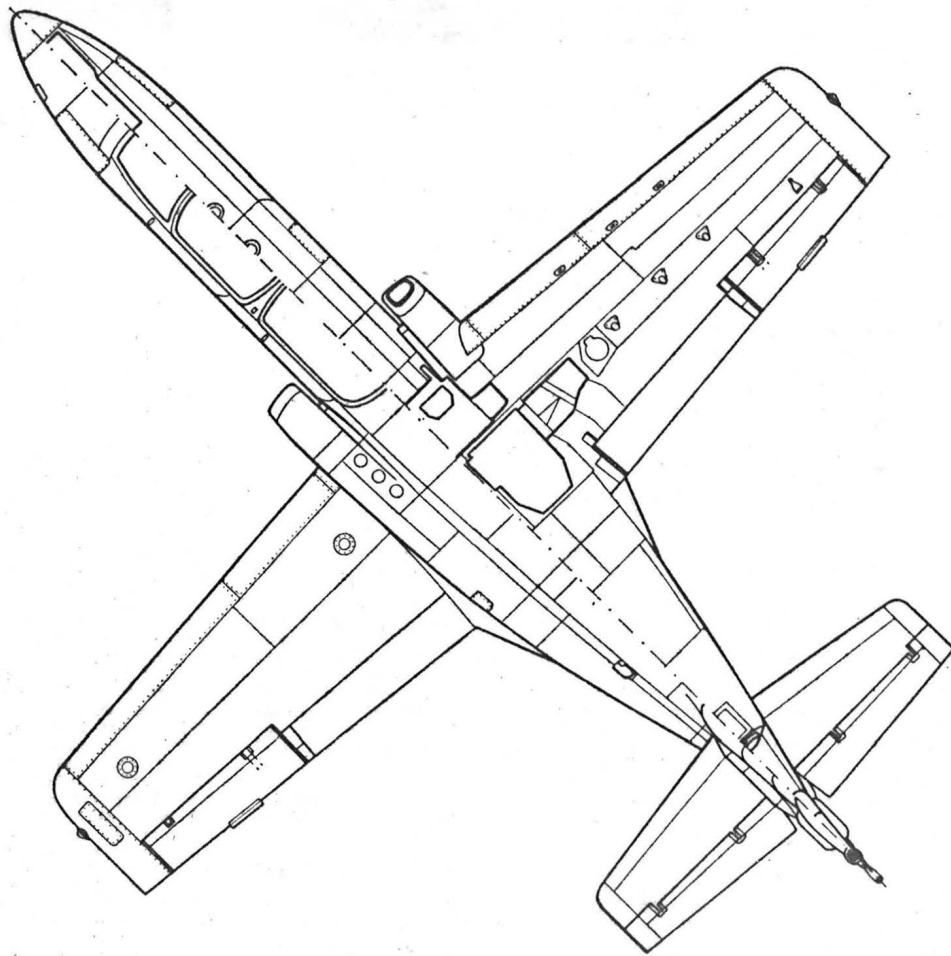
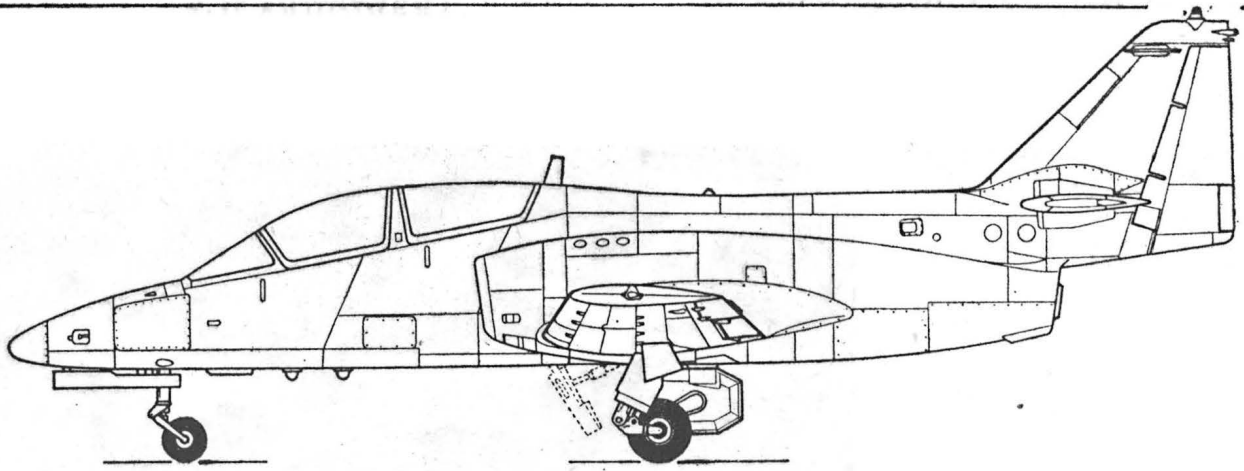
i płatowca do prób statycznych i zmęczenia. Na etapie projektu i budowy prototypów firma CASA współpracowała z firmą MBB, odpowiedzialną za budowę tylnej części kadłuba z usterzeniem i kanału wylotowego silnika, i z firmą Northrop, która uczestniczyła w określeniu ogólnych założeń do projektu, zbudowała makietę oraz zaprojektowała i przebadła kanały wlotowe silnika. Zakład firmy CASA w Sewillii budował przednią część kadłuba, a zakład w Getafe wykonywał środkową część kadłuba i skrzydła oraz montaż końcowy; zakład ten przeprowadza również próby prototypów. Badania korkociągowe modelu zostały wykonane w pionowym tunelu w Lille, badania przy dużych prędkościach — w tunelu w Bedford (W. Brytania) i badania przy małych prędkościach — w tunelu instytutu lotnictwa w Torrejon k. Madrytu. Pierwszy prototyp, P-1, opuścił halę montażową 16 maja 1977 r. rozpoczynając loty 27 czerwca 1977 r. Do 22 lutego 1978 r. wylatał on 137,5 h. Drugi prototyp, P-2, przeznaczony do badania drgań, wystartował do pierwszego lotu 30 września 1977 r.; zastosowana na nim aparatura pomiarowa pozwalała na rejestrację 220 parametrów. W wyniku przeprowadzonych na nim prób zmieniono kształt hamulca aerodynamicznego. Trzeci prototyp, P-3, lata od 26 stycznia 1978 r. Bada się na nim m. in. układ napędowy (pomiar 200 parametrów). Czwararty prototyp, P-4, miał rozpocząć loty w maju 1978 r. Ma on służyć do badania osiągnięć przy współzynnkach obciążenia od +6 g do -2 g. Pierwszy samolot seryjny ma być zbudowany jesienią, 1978 r., po czym będą miesięcznie produkowane 4 samoloty. Do końca roku zbuduje się 16 samolotów z pierwszej zamówionej serii 60. Dla lotnictwa hiszpańskiego ma być dostarczonych 120 samolotów. Poza tym spodziewany jest eksport do Argentyny i Australii. Produkcja, montaż końcowy i pierwszy oblot samolotów odbywają się w Getafe, z wyjątkiem przedniej części kadłuba w Sewillii. Prawdopodobnie w późniejszych samolotach zostanie zabudowany silnik TFE731-3 o ciągu 1648 daN. Należy tu zwrócić uwagę na fakt, że CASA C-101 jest pierwszym samolotem szkolno-treningowym, w którym zastosowano silnik cywilny bez wprowadzania do niego poważniejszych zmian. Jest równocześnie pierwszym samolotem tego typu z silnikiem dwuprzepływowym o stosunku natężenia przepływu aż 2,8:1. Taki napęd samolotu szkolno-treningowego jest mocno kontrowersyjny — wystarczy tu powiedzieć, że Włosi zastosowali po głębszych analizach w b. podobnym samolocie MB.339 silnik jednoprzepływowy Viper 632.

**DANE TECHNICZNE**

Rozpiętość 10,60 m  
Długość 12,25 m  
Wysokość 4,30 m  
Powierzchnia nośna 20,00 m<sup>2</sup>  
Wydłużenie 5,6  
Rozstaw podwozia 3,20 m  
Baza podwozia 4,87 m  
Masa samolotu pustego z wyposażeniem 2980 kg  
Masa startowa w wersji treningowej 4700 kg  
w wersji bojowej 5600 kg  
Maksymalne obciążenie powierzchni nośnej 280 kg/m<sup>2</sup>  
Maksymalne obciążenie ciągu 3,60 kg/daN

Osiągi (dla masy startowej 4600 kg)  
Prędkość maksymalna n.p.m. 650 km/h (Ma = 0,53)  
Prędkość maksymalna na wysokości 6100 m 740 km/h  
Dopuszczalna liczba Ma lotu 0,80

Prędkość przeciągnięcia z kłapami schowanymi 190 km/h  
z kłapami wychylonymi 155 km/h  
Wznoszenie 19 m/s  
Pułap praktyczny 13 715 m  
Długość startu na 15 m 900 m  
Długość lądowania z 15 m 660 m  
Długotrwałość lotu bez zbiorników zewnętrznych 3 h  
Promień działania z urządzeniami EMC z patrolowaniem 1 h 30 min 1055 km  
Promień działania z zadaniem rozpoznania fotograficznego hi-lo-hi z 20 min rezerwą paliwa bez zbiorników zewnętrznych ze zbiornikami zewnętrznymi 890 km  
1245 km  
Promień działania z zadaniem taktycznym lo-lo-lo, 8 min walki i 50 min patrolowania, bez rezerwy paliwa 241 km  
Zasięg przebazowania 4000 km W. K.



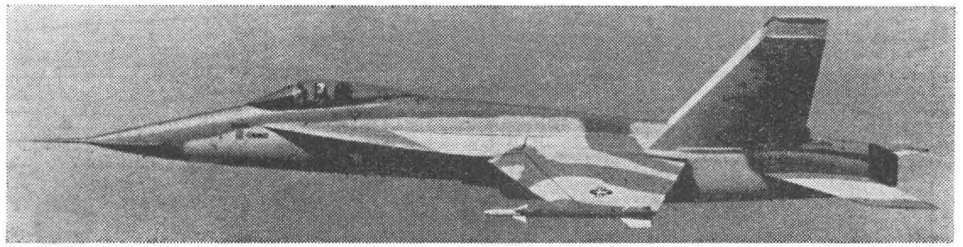


**Wielozadaniowy samolot myśliwski i szturmowy, pokładowy i lądowy**

**KONSTRUKCJA.** Jedno- lub dwumiejscowy dwusilnikowy średniopłat o konstrukcji metalowej z szerokim zastosowaniem kompozytów grafitowo-epoksydowych.

**Skrzydło.** Obrys trapezowy, skos krawędzi natarcia 27°, skos krawędzi spływu 3° (do przodu), wznios ujemny. Wersja pokładowa ma krawędź natarcia z uskokiem położonym na 46,5% rozpiętości od nasady, w wersji lądowej krawędź natarcia prosta. Konstrukcja skrzydła półskorupowa, wielodźwigarowa. Pokrycie z kompozytu grafitowo-epoksydowego. Na całej rozpiętości dwudzielne klapy noskowe, na spływach klapolotki sięgające do 80% rozpiętości skrzydła od nasady. Klapy noskowe i klapolotki o konstrukcji przekładkowej z pokryciem z kompozytu grafitowo-epoksydowego. Wersja pokładowa ma skrzydła składane (załamywane do góry), żebro podziałowe położone jest na 55% rozpiętości, dzielone są również klapy noskowe i klapolotki. Pod skrzydłami znajdują się zaczepy do podwieszania uzbrojenia i wyposażenia dodatkowego, a na końcach — szyny do podwieszania pocisków rakietowych.

**Kadłub.** Konstrukcja półskorupowa całkowicie metalowa o przekroju kołowym przechodzącym w eliptyczny. Nosek kadłuba wykonany jest z materiału dielektrycznego i osłania antenę radaru pokładowego. Na nosku znajdują się dwie listwy usytuowane w płaszczyźnie poziomej, służą one do tłumienia wirów. Nosek jest odcinany od kadłuba, w celu ułatwienia przeglądu radaru, który w tym samym celu jest wysuwany z wnętrza kadłuba ku przodowi. Za radarem znajduje się przedział mieszczący działko Vulcan z magazynem amunicyjnym. Działko wraz z magazynem umieszczone jest na lawecie, która może być opuszczona w dół i wysuwana całkowicie z kadłuba przez dolny obszerny luk. Wyloty działka znajdują się na grzbiecie kadłuba, nad radarem. Za przedziałem uzbrojenia znajduje się kabina pilota, a pod nią umieszczone są elementy aparatury radioelektronicznej (dostęp przez luki boczne) i luk podwozia przedniego, zamknięte dwudzielne pokrywa. Kabina pilota wyposażona jest w fotel wyrzucany, umożliwiający opuszczanie samolotu przy zerowej prędkości i wysokości. Osłony kabiny dwuczęściowe, obie osłony otwierane do góry dla ułatwienia dostępu podczas przelądów. W środkowej części kadłuba za kabiną znajdują się zbiorniki paliwowe. W wersji dwumiejscowej, zamiast pierwszego zbiornika, umieszczono drugą kabinę pilota. Po bokach środkowej części kadłuba usytuowano wloty i kanały wlotowe powietrza do silników. W obudowach kanałów wlotowych znajdują się luki podwozia głównego zamknięte dwudzielnymi pokrywami. W środkowej części kadłuba mieszczą się agregaty instalacji paliwowej i hydraulicznej oraz silowniki napędu klapolotek. Pod kadłubem usytuowano dwa zaczepy do podwieszania pocisków rakietowych. Do środkowej części kadłuba mocowane są skrzydła. Samolot F-18 ma dość charakterystycznie rozwiazaną geometrię przejścia skrzydło-kadłub: przed skrzydłem na przedniej części kadłuba znajdują się długie grzebienie o obrysie gotyckiego ostrołuku. Między tymi grzebieniami a kadłubem są szczeliny (po 3 z każdej strony). Zadaniem grzebieni jest tłumienie wirów podczas lotu na dużych kątach natarcia. Grzebienie wykonane są jako konstrukcja przekładkowa z kompozytu grafitowo-epoksydowego. Tylna część kadłuba ma przekrój silnie spłaszczony. Znajdują się w niej węzły mocowania silników, usterzeń i hamulca aerodynamicznego (w wersji pokładowej także i haka oraz silowniki sterów, hamulca i haka). Tylna część kadłuba utworzona jest z dwóch walcowych, przylegających do siebie skorup, stanowiących obudowę silników. Dolne części skorup są wycięte dla



ułatwienia demontażu silników. W konstrukcji tej części kadłuba użyto stopów tytanu (w strefie silników). Hamulec aerodynamiczny typu płytowego umieszczony jest na grzbiecie tylniej części kadłuba, między statecznikami pionowymi, jest on wychylany hydraulicznie do góry. Płyta hamulca aerodynamicznego wykonana jest z kompozytu grafitowo-epoksydowego, z tego również kompozytu wykonane są pokrywy większości luków i wzorników kadłubowych (w tym i pokrywy luków podwozia).

**Usterzenie.** Układ usterzenia klasyczny, usterzenie pionowe podwójne. Obrisy obu usterzeń trapezowe. Usterzenie poziome płytowe, skośne (kąt skosu krawędzi natarcia 40°), z niewielkim wzniosem ujemnym. Obie płyty usterzenia poziomego wzajemnie zmienne, o konstrukcji przekładkowej, pokryte kompozytem grafitowo-epoksydowym. Podwójne usterzenie pionowe umieszczone jest przed usterzeniem poziomym. Usterzenia pionowe są skośne (skos na krawędzi natarcia 42°) i rozchylone (płaszczyzny ich cięćw tworzą kąt 43°). Stateczniki wzajemnie zamienne o konstrukcji półskorupowej, wielodźwigarowe, pokryte kompozytem grafitowo-epoksydowym. Na wierzchołkach stateczników anteny urządzeń radioelektronicznych. Oba stery kierunku identyczne z małą, w porównaniu z całym usterzeniem pionowym, powierzchnią zajmują 50% rozpiętości usterzenia pionowego. Konstrukcja sterów przekładkowa, pokrycie z kompozytu grafitowo-epoksydowego.

**Sterowanie.** Samolot F-18 jest wyposażony w układ sztucznej stateczności i aktywnego sterowania lotem (Fly-by-wire) analogiczny jak na samolocie F-16. Zasadniczym elementem układu jest komputer pokładowy, wysyłający sygnały wykonawcze do silowników powierzchni sterowych na podstawie danych o ich położeniu, stanie atmosfery, położeniu samolotu, położeniu środka masy, stanie, konfiguracji i parametrach lotu; ułatwia to pracę pilota. Cały układ jest zwielokrotniony dla podwyższenia niezawodności. Układ ten służy również do aktywnego tłumienia flatteru.

**Podwozie.** Podwozie trójzespolowe, chowane, z kołem przednim. Podwozie przednie chowane do przodu w przednią część kadłuba (pod kabinę), z kołem pojedynczym na półwidelcu, amortyzator w gołeni. Zespoły podwozia głównego chowane z obrotem wokół osi gołeni do luków kadłubowych (w obudowach wlotów powietrza). Koła pojedyncze z hamulcami tarczowymi, amortyzatory w gołeniach. Chowanie i wypuszczanie podwozia — hydrauliczne. Pod tylną częścią kadłuba hak do chwytania lin hamujących, występuje on tylko w wersjach pokładowych.

**Wyposażenie.** Instalacja paliwowa ze zbiornikami w kadłubie. Instalacja hydrauliczna i elektryczna (sterowanie płatowcem, podwoziem, hamulcami, hamulcem aerodynamicznym, hakiem, uzbrojeniem, zasilanie aparatury pokładowej). Wyposażenie radioelektroniczne zależne od wersji samolotu. Ważniejsze urządzenia i agregaty zwielokrotniono dla podwyższenia stopnia niezawodności.

**Zespół napędowy.** Dwa silniki odrzutowe General Electric F404-GE-400 o ciągu 71,2 kN (= 7270 kG) każdy z dopalaniem. Silniki u-

mieszczone są obok siebie w tylnej części kadłuba. Każdy silnik zasilany jest powietrzem przez własny wlot o stałej geometrii. Wloty są wyposażone w oddzielacze warstwy przysięciennej, mają przekrój półkolisty i są umieszczone pod skrzydłami. Dysze silników o zmiennym, regulowanym hydraulicznie przekroju. Sposób umieszczenia silników (ich wysunięcie ku tyłowi) znacznie ułatwia przeglądy i wymianę — silniki opuszczane są do dołu przez wykroje w konstrukcji tylnej części kadłuba. Silnik może być wymieniony w ciągu 21 minut.

**Uzbrojenie.** Jedno sześciolufowe obrotowe działko M61A-1 Vulcan kaliber 20 mm (szybkostrzelność — 6000 strz./min, zapas amunicji — 500 naboje), dwa pociski samonaprowadzające AIM-9 Sidewinder, dwa pociski kierowane AIM-7 Sparrow, różne zestawy uzbrojenia podwieszane (w zależności od wersji i wykonywanego zadania — bomby różnych typów i wagowmiarów, pociski rakietowe kierowane i niekierowane do zwalczania celów morskich).

**ROZWÓJ KONSTRUKCJI.** Na początku lat siedemdziesiątych w firmie Northrop rozpoczęto prace projektowe nad samolotem myśliwskim P-530 Cobra. Oblot prototypu przewidywano w roku 1973. Ogłoszenie przez Departament Obrony USA konkursu na nowy rodzaj myśliwca (ACF — Air Combat Fighter) było przyczyną zmian niektórych założeń i wprowadzenia dość poważnych zmian do początkowo opracowanego projektu, zasadnicza koncepcja układu samolotu pozostała jednak niezmieniona. W roku 1974 doszło do powstania zespołu złożonego z firm McDonnell Douglas i Northrop, mającego na celu wspólne ostateczne dopracowanie konstrukcji, którą prócz sił powietrznych USA zainteresowała się także Marynarka i niektóre europejskie kraje NATO. Po rozstrzygnięciu konkursu CAF, w którym zwyciężył samolot General Dynamics F-16, kraje europejskie zrezygnowały ze współpracy nad YF-17 (takie bowiem oznaczenie otrzymał prototyp samolotu F-18 opracowany jeszcze przez firmę Northrop). McDonnell Douglas i Northrop uznały jednak za wystarczające potencjalne zapotrzebowanie sygnalizowane przez lotnictwo i marynarkę USA i zdecydowały się kontynuować rozwój tej konstrukcji. Uznano za celowe wprowadzenie kilku wersji samolotu (różniących się wyposażeniem w zależności od przeznaczenia). Próby prototypu YF-17 dostarczyły danych, na podstawie których opracowano modyfikacje umożliwiające wielowersyjność i poprawiono aerodynamikę płatowca. Kierowane się zasadniczo wymaganiami marynarki USA, jako największego potencjalnego odbiorcy.

Na potrzeby marynarki opracowano dwie podstawowe wersje: F-18a (myśliwski) i A-18 (szturmowy) oraz wersję dwumiejscową F-18B. Równolegle przygotowano wersję lądową F-18L (myśliwiec przechwytyjący). Zasadnicza różnica między wersją pokładową a lądową sprowadza się do obrisu oraz składania skrzydła. Istnieją też różnice w wyposażeniu (awionika, ilość zaczepów uzbrojenia podwieszanego). Na szczególną uwagę w konstrukcji samolotu F-18 zasługują szerokie zastosowanie kompozytów grafitowo-epoksydowych na części o zasadniczym znaczeniu dla struktury płatowca.

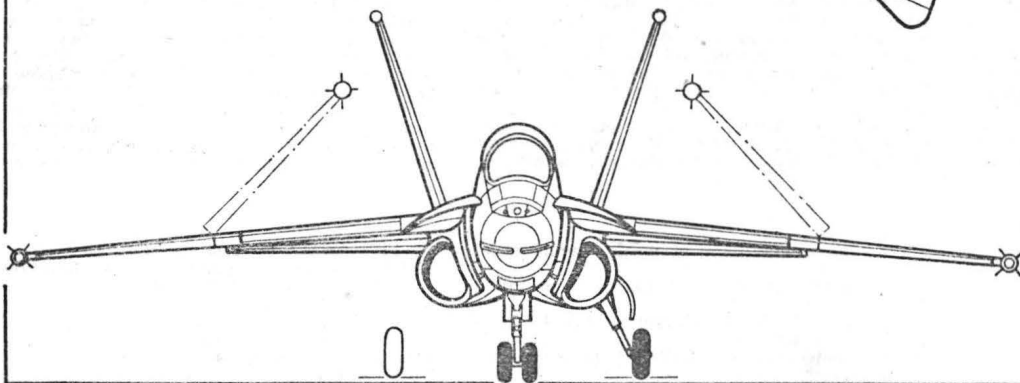
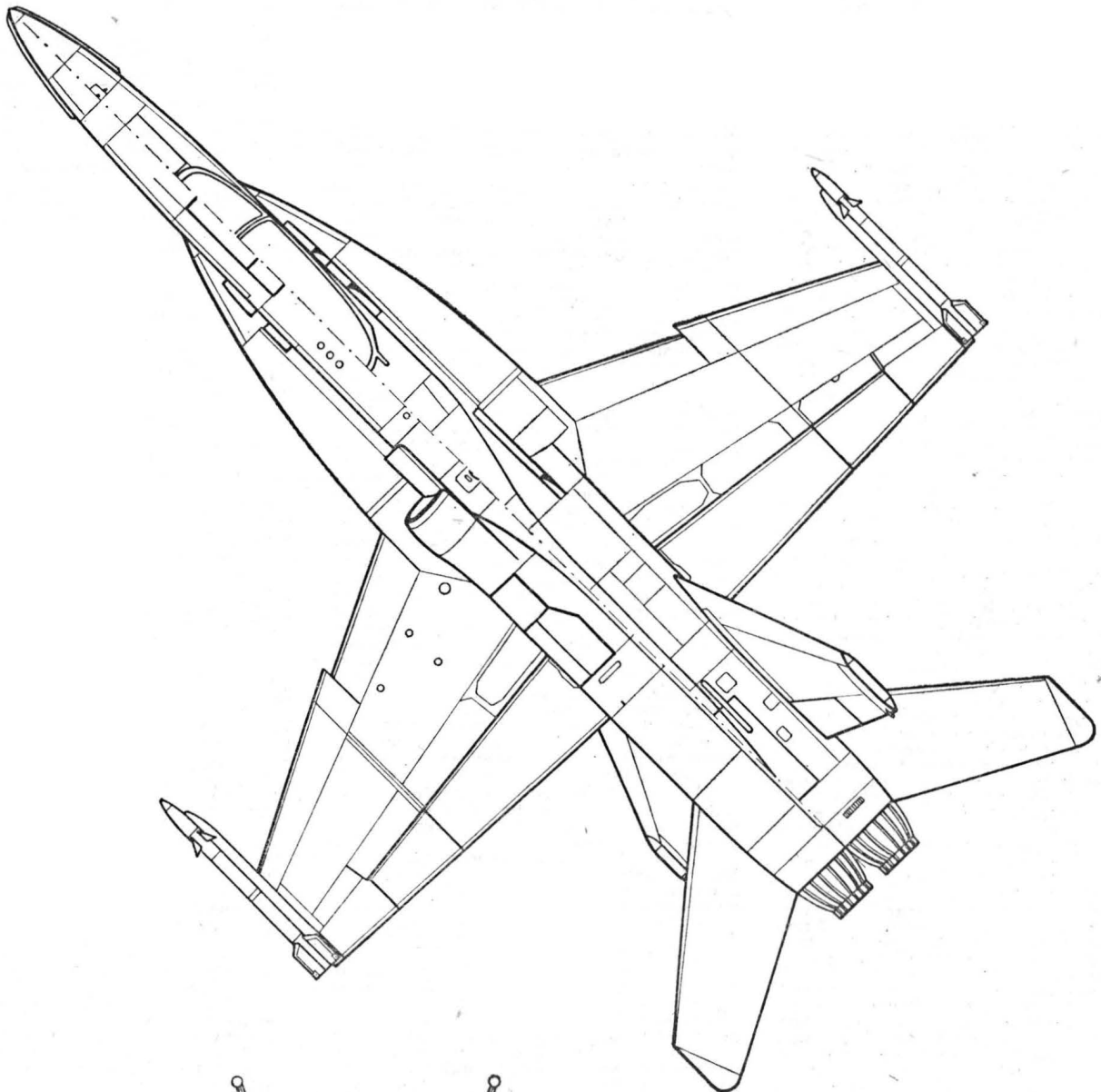
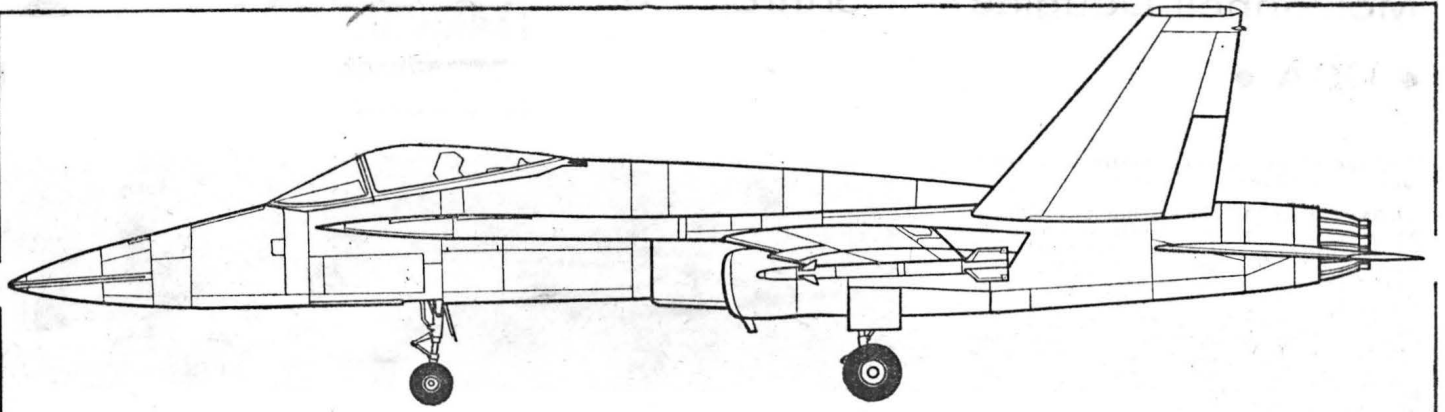
**DANE TECHNICZNE (wersja F-18A)**

Rozpiętość (bez uzbrojenia) 11,43 m  
Rozpiętość po złożeniu skrzydeł (wersje pokładowe) 7,62 m  
Długość 17,08 m  
Wysokość 4,51 m  
Baza podwozia 5,24 m  
Rozstaw kół 3,16 m  
Powierzchnia skrzydła 38,00 m<sup>2</sup>  
Wydłużenie skrzydła 3,45

Maks. masa startowa (zadania myśliwskie) 15 200 kg  
Maks. masa startowa (zadanie bombowe) 20 000 kg  
Maks. obciążenie powierzchni (akcja myśliwska) 400 kg/m<sup>2</sup>  
Maks. obciążenie powierzchni (akcja bombowa) 527 kg/m<sup>2</sup>  
Maks. obciążenie ciągu (akcja myśliwska)

106,8 kg/kN (= 1,05 kg/kg)  
Maks. obciążenie ciągu (akcja bombowa) 140,5 kg/kN (= 1,38 kg/kg)  
Maks. prędkość 1,8 M  
Prędkość lądowania 240 km/h  
Zasięg maks. 3700 km  
Promień działania 740 km  
Pułap 15 000 m

T. M.



## Metoda określenia maksymalnych naprężeń do projektu wstępnego skrzydła samolotu

Poniższa metoda służy do wstępnego doboru naprężeń w strukturze przy założonej trwałości konstrukcji. Nie jest to obliczenie rezerwu skrzydła (ustalenie rzeczywistego rezerwu odbywa się przez odpowiednie próby), ale metoda, która pomaga zaprojektować skrzydło dla osiągnięcia odpowiedniego wyniku prób zmęczeniowych.

### Oznaczenia

$d$	— współczynnik zniszczenia zmęczeniowego
$dc_1/da$	— nachylenie współczynnika siły nośnej na radian
$D$	— współczynnik zniszczenia zmęczeniowego na jeden lot
$EAS$	— prędkość równoważna
$f$	— współczynnik podmuchu
$g$	— przyspieszenie ziemskie
$k_c$	— współczynnik do obliczenia $Sm_p$
$kn$	— węzeł (mila morska na godzinę)
$l_{10}$	— średnia odległość lotu do spotkania podmuchu $V_e = 10$ ft/s w górę lub w dół
$n$	— współczynnik obciążenia
$n_m$	— ilość obciążeń sterowanych w danym stanie lotu
$n_s$	— ilość podmuchów w danym stanie lotu
$N$	— długotrwałość wyrażona liczbą cykli
$S_a$	— naprężenie przemienne
$S_d$	— naprężenie obliczeniowe
$S_m$	— naprężenie średnie
$S_{tu}$	— wytrzymałość na rozciąganie
$TAS$	— prędkość rzeczywista
$V_e$	— równoważna prędkość podmuchu.

Jednym z problemów w budowie samolotów jest określenie maksymalnych dopuszczalnych naprężeń do wstępnej analizy konstrukcji. W trakcie użytkowania samolot poddawany jest różnorodnym obciążeniom powstałym wskutek sterowania, podmuchów i ruchu po ziemi. Dla każdego rodzaju samolotu można określić dominujący rodzaj widma obciążeń. Np. wytrzymałość zmęczeniowa samolotu transportowego jest określana głównie przez obciążenia od podmuchów, podczas gdy wytrzymałość zmęczeniowa samolotu myśliwskiego zależy głównie od obciążeń manewrowych. W przypadku samolotów naddźwiękowych dochodzą jeszcze zjawiska falowe (nie będące jednak przedmiotem obecnej analizy).

Niżej podana została metoda określania widma obciążeń skrzydła samolotu oraz maksymalnych dopuszczalnych naprężeń dla określonej trwałości zmęczeniowej.

Wszystkie obliczenia (dotyczy to głównie przykładu) są wykonane w jednostkach brytyjskich zgodnych z używanymi w przepisach i dostępnymi danymi. Oznaczenia jak w FAR. Z powyższych względów zrezygnowano ze zmiany jednostek na metryczne, co wymagałoby bardzo pracochłonnych przeliczeń i przerysowania wszystkich wykresów.

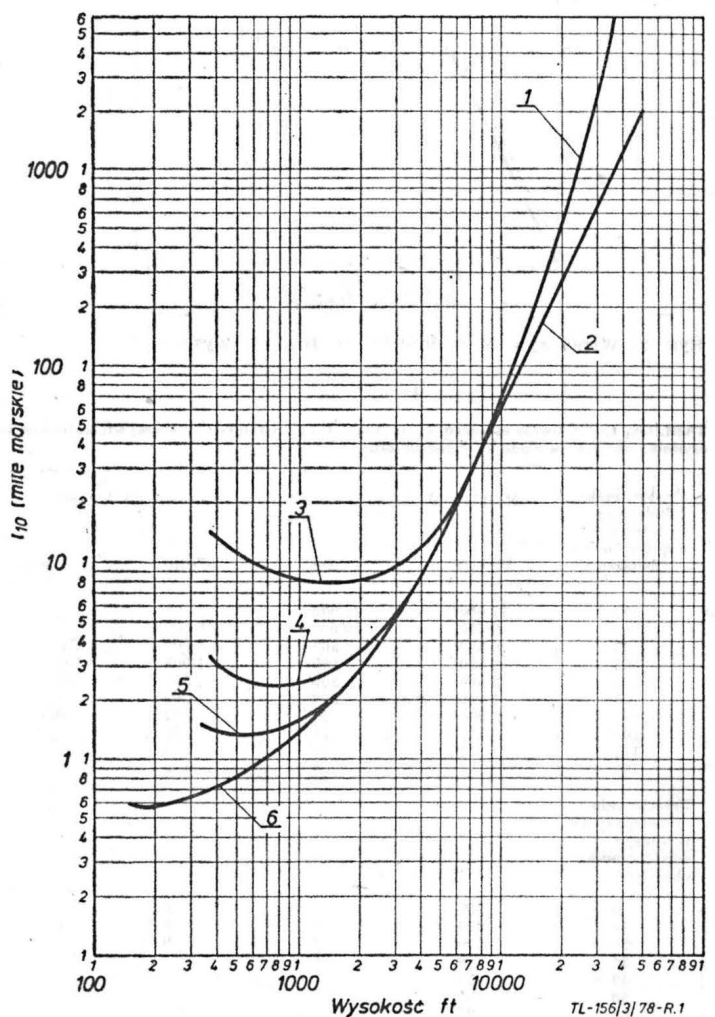
### Analiza widma obciążeń

Aby określić widmo obciążeń, należy określić typowy profil lotu i przeciętny czas jego trwania. Oczywiście dany typ samolotu może działać na trasach, które znacznie róż-

nią się między sobą. Dla samolotów cywilnych ważnymi czynnikami są: długość lotu, wysokość, załadowanie, warunki klimatyczne. Dany typ samolotu wojskowego może być użyty jako treningowy, przechwytyjący czy szturmowy, co też ma wpływ na widmo obciążeń.

Na poziomy naprężenie skrzydła duży wpływ ma umieszczenie zbiorników paliwa w skrzydle, szczególnie w trakcie ruchu samolotu po ziemi, oraz kolejność ich opróżniania w trakcie lotu. Przy określaniu profilu lotu niezbędne są również dane o wznoszeniu, przelotach i innych stanach lotu, w których jest on możliwy.

Tak określony profil lotu jest dzielony na kilka stanów i dla każdego stanu wyznacza się zgodnie z przepisami lotniczymi krzywe obciążeń od podmuchów i sterowania. Dla każdego stanu można więc określić maksymalny współczynnik obciążeń oraz odpowiadającą mu prędkość. Wyliczone współczynniki obciążeń dają, zależnie od siły nośnej

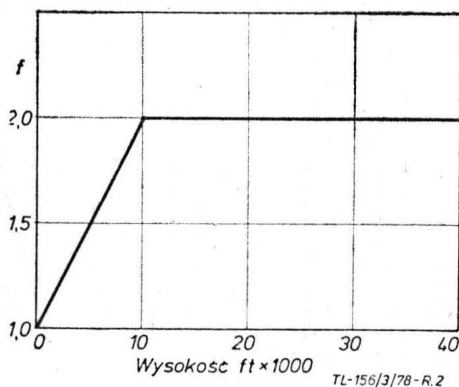


Rys. 1. Częstotliwość podmuchów: 1 — samolot wyposażony w radar meteorologiczny, 2 — średnia przeciętna, 3 — samolot działający wyłącznie nad morzem, 4 — wznoszenie i opadanie, 5 — przelot, 6 — zadania specjalne wyłącznie z lotami na stałej wysokości nad powierzchnią ziemi

i ciężaru, obciążenie skrzydła, które użyte będzie później do wyznaczenia naprężeń obliczeniowych.

Wiele informacji odnośnie do częstotliwości działających podmuchów i sterowania można znaleźć w literaturze. W poniższej analizie posłużono się danymi zawartymi w [1] dla średnich częstotliwości podmuchów. Jakkolwiek dane te są głównie odpowiednie dla poddźwiękowych samolotów transportowych, można je wykorzystać we wstępnej analizie obciążeń, w celu uzyskania informacji o składowej obciążenia od podmuchów w złożonym stanie obciążeń, w szczególności, gdy krytyczny jest rozkład obciążeń sterowanych. Jeden z wykresów wg [1] jest podany na rysunku 1. Rysunek ten pokazuje, że intensywność podmuchów zmniejsza się z wysokością oraz że częstotliwość ich różni się w zależności od rodzaju lotu takiego jak wznoszenie i opadanie, przelot itp. Użyty parametr  $l_{10}$  oznacza średnią długość lotu do spotkania podmuchu w górę lub w dół z równoważną prędkością 10 ft/s.

W określaniu rozkładu obciążeń zmęczeniowych oczywiste jest przyjęcie założenia, że podmuch do góry następuje za podmuchem w dół takiej samej wielkości. Poza tym, opierając się na [1], poniżej wysokości 1000 ft pojawia się większa intensywność obciążeń. Biorąc razem efekty, wartość  $l_{10}$  ma być mnożona przez współczynnik  $f$ , który może być odczytany z rysunku 2. W końcu [2] sugeruje użycie współczynnika  $1/0,85 = 1,176$  do odwzorowania wielkości turbulencji atmosferycznej.



Rys. 2. Współczynnik podmuchu w funkcji wysokości

TABLICA. Częstotliwość obciążeń sterowanych. Ilość wystąpień określonej wielkości współczynnika obciążenia w ciągu 1000 godzin lotu

Procent maks. dodatniego symetrycznego współczynnika obciążenia	Rozkład obciążeń sterowanych w zależności od kategorii samolotu			
	Fighter	Patrol	Utility	Transport
35	17 000	25 000		
45	9 500	10 000	10 000	
55	6 500	3 500	3 000	1 000
65	4 500	1 000	1 000	150
75	2 500	500	300	20
85	1 500	200	200	3
95	300	25	30	0,5
105	150	25	10	0,05
115	40	10	3	
125	16	3	2	
Procent min. ujemnego symetrycznego współczynnika obciążenia				
0	500	5	0,7	
10	200	2	0,5	
20	100	1	0,25	
30	60	0,25		
40	35			
50	30			
60	25			
70	20			
80	15			
90	10			
100	5			
110	3			

Ilość podmuchów w danym stanie profilu lotu można wyznaczyć z zależności

$$n_s = \frac{\text{długość lotu w danym stanie}}{l_{10} \cdot f \cdot 1,176} \quad (1)$$

Częstotliwość obciążeń pochodzących od sterowania dla różnych kategorii samolotów (pokazana w tablicy) została określona na podstawie [3]. Rozkłady obciążeń sterowanych podane są dla 1000 godzin lotu. Każdy współczynnik obciążenia należy traktować jako zmienny między jednością a wymienioną wartością.

Tablica ukazuje wyraźnie, że samoloty myśliwskie są bardziej poddane obciążeniom sterowanym niż samoloty transportowe.

W ruchu po ziemi maksymalne obciążenie jest brane jako maksymalne obciążenie w górę zachodzące w poziomym locie dla  $n = 1$ , a minimalne obciążenie jako maksymalne obciążenie w dół, które pojawia się, gdy samolot kołuje po ziemi z pełnym paliwem. Maksymalne pionowe przyspieszenie w czasie kołowania i startu może być wzięte jako 1,2 g dla samolotów operujących z betonowych pasów startowych lub 1,5 g dla samolotów operujących z trawy. Opierając się na [2], należy odnosić również współczynnik 1,5 do wszystkich badanych częstotliwości, w celu uwzględnienia różnorodności obciążenia w przypadku korzystania z badań pojedynczych samolotów.

#### Określenie średnich i przemiennych naprężeń zmęczeniowych

Przyjmując, że naprężenia w skrzydle są bezpośrednio związane z przyspieszeniami normalnymi samolotu, tzn. pomijając wpływ sprężystości skrzydła, maksymalne dopuszczalne średnie naprężenia zmęczeniowe od obciążeń podmuchami są następujące dla  $n = 1$

$$S_{mg} = \frac{S_{tu}}{1,5 \cdot n \cdot k} \quad (2)$$

gdzie:

$S_{tu}$  — wytrzymałość na rozciąganie użytego materiału konstrukcyjnego

$n$  — maksymalny dodatni współczynnik obciążenia obwiedni krzywej obciążeń

1,5 — współczynnik bezpieczeństwa używany w budowie samolotów

$k$  — współczynnik, który zależy od rodzaju użytego materiału, jego stanu powierzchni i obróbki wstępnej dla starzonych stopów Al-Cu-Mg  $k = 1,25$  dla starzonych stopów Al-Zn-Mg  $k = 1,50$

Stan powierzchni materiału jest ważny, ponieważ pęknięcia zmęczeniowe normalnie rozpoczynają się od powierzchni. Elementy użyte do konstrukcji skrzydła są: wyciskane (kształtowniki) lub walcowane (blachy). Wystarczy wówczas, zgodnie z [4] wartość  $k = 1,25$ .

Opierając się na [5] można stwierdzić, że próby zmęczeniowe wykonane na próbkach bez karbu zrobionych ze starzonego stopu Al-Cu-Mg oraz ze starzonego stopu Al-Zn-Mg nie wykazują znacznych różnic, szczególnie gdy trwałość ich jest duża. Jednakże uwzględniając wrażliwość na karb starzonych stopów Al-Zn-Mg współczynnik  $k$  dla tych materiałów został zwiększony do 1,50. Wprowadzenie naprężeń ściskających (np. przez kulowanie) poprawia odporność na zmęczenie. Jednakże, powierzchniowym naprężeniem ściskającym towarzyszą podpowierzchniowe naprężenia rozciągające. Gdy pęknięcie zmęczeniowe dotrze do regionów podpowierzchniowych, prędkość jego propagacji może się zwiększyć. Anodowanie lub platerowanie zwykle podnosi wytrzymałość zmęczeniową o połowę, zależnie od koncentracji naprężeń. Zwiększenie wytrzymałości zmęczeniowej jest tym mniejsze, im większa jest koncentracja naprężeń.

W strefie korozji zwykle wytrzymałość zmęczeniowa platerowanych stopów aluminium będzie większa w porównaniu z tymi samymi stopami nieobrobionymi.

Przemienne naprężenia od obciążeń podmuchami można wyznaczyć wg zależności

$$S_{a_g} = \frac{10}{V_e} \cdot S_{m_g} (n_g - 1) \quad (3)$$

gdzie:

10 — odpowiednia równoważna prędkość podmuchu zgodna z częstotliwością podmuchów wg dostępnych danych (rys. 1);

$V_e$  — maksymalna równoważna prędkość podmuchu zgodna z przepisami dla prędkości samolotu w rozpatrywanym stanie lotu;

$n_g$  — maksymalny współczynnik obciążenia od podmuchów zgodny z przepisami dla prędkości samolotu w rozpatrywanym stanie lotu.

Obciążenia sterowane są rozpatrywane jako zmienne między 1 ( $n = 1$ ) a wyszczególnioną wartości. Średnie naprężenia od tych obciążeń można wyznaczyć z zależności:

$$S_{m_m} = \left( \frac{n-1}{2} + 1 \right) \cdot S_{m_{ga}} \quad (4)$$

gdzie:

$n$  — wyszczególniony współczynnik obciążenia od sterowania,

$S_{m_{ga}}$  — przemienne średnie naprężenia od podmuchów dla  $n = 1$ .

Użyta w zależności (4) wartość  $S_{m_{ga}}$  — przemienne średnich naprężeń od podmuchów dla  $n = 1$  wynika z tego, że obciążenia sterowane mogą pojawić się w każdym stanie lotu.

Przemienne naprężenia w czasie sterowania można wyznaczyć z zależności:

$$S_{a_m} = \left( \frac{n-1}{2} \right) S_{m_{ga}} \quad (5)$$

gdzie oznaczenia jak wyżej.

### Określenie maksymalnych dopuszczalnych naprężeń obliczeniowych

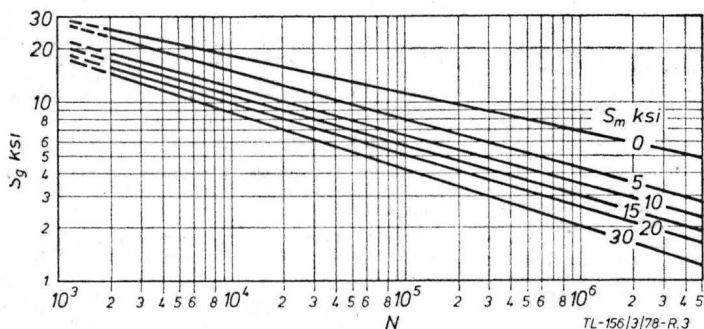
W celu określenia maksymalnych dopuszczalnych naprężeń obliczeniowych wykorzystano hipotezę kumulatywnego zniszczenia MINERA [2]. Teoria zniszczenia kumulatywnego przyjmuje, że pęknięcie zmęczeniowe nastąpi wówczas, gdy suma przyrostów uszkodzeń będzie równa jedności, tzn:

$$D = \sum \frac{n}{N} = 1$$

gdzie:

$n$  — liczba cykli przyłożonego naprężenia,

$N$  — liczba cykli prowadząca do pęknięcia przy tym samym naprężeniu.



Rys. 3. Przeciętna trwałość kompletu skrzydeł i ustereń

Główne ograniczenia teorii kumulatywnego zniszczenia są następujące:

a) kolejność, w której porcje powtarzającego się obciążenia o zmiennej wielkości są przykładane nie wpływa na wynik,

b) okresy spoczynku oraz naprężenia poniżej granicy zmęczenia są pomijane, oraz

c) efekt przykładania statycznego obciążenia ściskającego czy rozciągającego nie jest uwzględniony.

Prace eksperymentalne pokazują, że te wszystkie czynniki są ważne. Jednakże, pomimo tych uproszczeń teoria Minera jest używana z dobrymi rezultatami. Wracając do przypadku zmęczenia konstrukcji skrzydła i wprowadzając współczynnik 1,5, o którym mówiono wyżej, teoria Minera przybierze postać:

$$D = 1,5 (d_g + d_m + d_{g/a}) = 1 \text{ dla pęknięcia} \quad (6)$$

gdzie  $d_g$ ,  $d_m$  i  $d_{g/a}$  są współczynnikami zniszczenia zmęczeniowego pochodzącymi od podmuchów, sterowania i obciążeń na ziemi.

Aby wyznaczyć wartość współczynnika zniszczenia zmęczeniowego od podmuchów, należy za pomocą wielkości  $S_{m_g}$  oraz  $S_{a_g}$  (określonych wcześniej) dla każdego stanu lotu wyznaczyć trwałość  $N$  na podstawie rysunku 3.

Ponieważ rysunek 3 jest wynikiem ponad stu pomiarów [6], należy użyć współczynnika rozrzutu wytrzymałości zmęczeniowej zgodnie z [2]. Oznacza to, że przed odczytaniem wartości  $N$  z rysunku 3, należy wartość  $S_{a_g}$  pomnożyć przez 1,43. Współczynnik zniszczenia zmęczeniowego otrzymamy, dzieląc  $n_s$  z równania (1) przez trwałość  $N$  znalezioną w powyższy sposób:

$$d_{g_s} = \frac{n_s}{N} \quad (7)$$

dla danego stanu profilu lotu. Dodanie wszystkich wartości  $d_{g_s}$  dla różnych stanów daje całkowity współczynnik zniszczenia od podmuchów na lot ( $d_g$ ).

Rozważmy teraz obliczenie współczynnika zniszczenia zmęczeniowego  $d_m$  od obciążeń sterowanych. Dla każdego wyspecjalizowanego współczynnika obciążeń sterowanych możemy określić  $S_{m_m}$  z równania (4) a  $S_{a_m}$  z równania (5). Mnożąc następnie  $S_{a_m}$  przez powyżej omówiony współczynnik rozrzutu wytrzymałości zmęczeniowej, razem z  $S_{m_m}$  otrzymamy z rysunku 3 wartość  $N$ . Odczytując z tablicy ilość obciążeń  $n_m$  dla każdego poziomu współczynnika obciążenia otrzymamy:

$$d_m^i = \frac{n_m}{N} \quad (8)$$

na 1000 godzin dla każdego poziomu współczynnika obciążenia.

Dodając wszystkie wartości  $d_m^i$ , mnożąc przez całkowity czas trwania lotu w godzinach i dzieląc przez 1000, dostajemy wartość  $d_m$  na jeden lot.

W celu określenia trwałości  $N$  dla obciążeń na ziemi, jest zwykle praktykowane użycie najwyższych średnich naprężeń w locie poziomym ( $n = 1$ ) dla maksymalnych naprężeń od obciążenia do góry oraz 2/3 tej wartości dla naprężeń od maksymalnych obciążeń do dołu.

W rezultacie średnie naprężenia od obciążeń na ziemi są:

$$S_{m_{g/a}} = \frac{S_{up} - S_{down}}{2} \quad (9)$$

a naprężenia przemienne

$$S_{a_{g/a}} = S_{up} - S_{m_{g/a}} \quad (10)$$

Trwałość  $N$  dla obciążeń na ziemi znajdujemy z rys. 3 za pomocą  $S_{m_{g/a}}$  i  $S_{a_{g/a}}$  nie uwzględniając współczynnika rozrzutu własności wytrzymałości zmęczeniowych.

Wówczas, zgodnie z [2] współczynnik zniszczenia zmęczeniowego od obciążeń na ziemi będzie:

$$d_{g/a} = \frac{3}{N} \text{ na lot} \quad (11)$$

a więc w końcu współczynnik zniszczenia zmęczeniowego na lot będzie

$$D = 1,5(d_g + d_m + d_{g/a})$$

Trwałość bezpieczną wyrażoną w ilości lotów można więc wyznaczyć jako

$$\frac{1}{D} = \text{ilości lotów} \quad (12)$$

lub mnożąc rezultat równania przez całkowity czas trwania lotu w godzinach. Otrzymany wynik będzie całkowitą trwałością bezpieczną w godzinach.

Maksymalne dopuszczalne naprężenia obliczeniowe (wg równania [2]) będą wtedy:

$$S_d = 1,5 \cdot S_{mg} \cdot n_{max} \quad (13)$$

Jeżeli trwałość obliczona wg (12) będzie równa założonej trwałości bezpiecznej wyrażonej w ilości lotów czy ilości godzin, to wynik równania (13) będzie poszukiwaną wartością maksymalnych naprężeń.

Zwykle wynik równania (12) będzie zbyt niski. Obliczenia należy wtedy powtórzyć kilkakrotnie dla niższych wartości  $S_{mg}$  lub  $S_d$  oraz rezultaty równań (12) i (13) nanieść na wykres. Z wykresu tego będzie można odczytać maksymalne naprężenia obliczeniowe dla zadanej trwałości bezpiecznej.

Do powyższej analizy odnoszą się pewne ważne uwagi:

a) podnosząc liczbę stanów czy przedziałów profilu lotu, zwiększa się dokładność metody. Podział ten powinien być przemyślany i pod tym względem, szczególnie gdy większość zniszczeń zachodzi w jednym lub dwóch przedziałach;

b) wiele materiałów ma niższą wytrzymałość zmęczeniową na rozciąganie niż na ściskanie. Dla materiałów pla-

stycznych takich jak stal i stopy aluminium (jeśli różnice można pominąć) to wytrzymałość zmęczeniową na ściskanie można przyjąć równą wytrzymałości zmęczeniowej na rozciąganie. Założenie to jako ostrożne może być przyjęte we wstępnej analizie;

c) czynnikiem redukującym trwałość zmęczeniową, a który może być przeoczony, jest korozja. Szczególnie dla samolotów projektowanych na dużą trwałość zachodzące zjawisko staje się głównym czynnikiem określającym żywotność konstrukcji. Trudność z korozją polega na tym, że nie jest ona możliwa do uwzględnienia w obliczeniach i wiele zależy od konserwacji i przeglądów sprzętu;

d) połączenia kolejowe konstrukcji minimalizują koncentrację naprężeń, która zazwyczaj występuje przy śrubach, sworzniach i nitach. Wyrównanie rozkładów naprężeń sprzyja zwiększeniu wytrzymałości i trwałości zmęczeniowej. Jak wiele zależy od konstrukcji części trudno oszacować, ale zwiększenie trwałości bezpiecznej, obliczonej za pomocą podanej metody, może być nawet pięciokrotne.

#### LITERATURA

1. Engineering sciences data. Item No 69023. Average gust frequencies subsonic transport aircraft.
2. Engineering sciences data. Item No A.02.01. Estimation of fatigue life of transport aircraft wings.
3. E. F. BRUHN: Analysis and design of flight vehicle structures. Tri — state Offset Company, 1973.
4. Engineering sciences data. Item No. E. 07.02. Notes supplementary to E. 07.01. On the fatigue strength of aluminium alloys.
5. Engineering sciences data. Item No E. 07.01. Endurance of aluminium alloys ((unclad).
6. Engineering sciences data. Item No E.02.01. Endurance of complete wings and tailplanes.

Na podstawie: Report No 72 „Method for determining the maximum allowable stress for preliminary aircraft wing design”. University of the Witwatersrand, January 1977 — oprac. inż. Adam Markowski.

WCT/26/K/73

## W NASTĘPNYM NUMERZE

A. Glass w artykule wstępnym pt. *Kadry — wąskie gardło przemysłu lotniczego* omawia problem braku dopływu do przemysłu lotniczego odpowiednio wyszkolonej kadry fachowców. Podaje przyczyny tego zjawiska. Wskazuje również na możliwość pełniejszego wykorzystania kadr w biurach projektowych przez usprawnienie organizacji pracy i optymalizację procesu projektowania.

Artykuł T. Królikiewicza *30 lat lotnictwa rolniczego Bułgarskiej Republiki Ludowej* jest zobrazowaniem powojennych osiągnięć Bułgarii w zakresie lotnictwa cywilnego, a w szczególności rolniczego, które jest ważnym czynnikiem rozwoju gospodarki rolnej Bułgarii.

J. Lewitowicz, J. Borgoń, Z. Stelmasczyk, W. Ząbkowicz w pracy *Niektóre problemy badania sprzętu lotniczego* podają wyniki prac badawczych dotyczące sprzętu lotniczego, a w szczególności lotniczych silników turbinowych. Omówiono problemy współczesnej diagnostyki i prognozowania zdolności układów pomiarowych i badań niezawodnościowych.

*Przyczyny uszkodzenia połączeń wielowypustowych w silnikach lotniczych w czasie ich eksploatacji* — autor M. Stukonis przedstawia warunki pracy połączeń wielowypustowych stosowanych w urządzeniach lotniczych do przekazywania momentu obrotowego oraz podaje przyczyny uszkodzenia połączeń i możliwości ich uniknięcia.

W. Jarominek i Z. Żmudziński w artykule *Węzły elektroenergetyczne samolotów — elementy omawiają rozwiązania WES* czyli Węzłów Elektroenergetycznych Samolotów i możliwości ich stosowania w poszczególnych typach samolotów.

*Zadania i przyszłość szturmowych odmian samolotów szkolno-treningowych (II)* — autor W. Wańkowski analizuje historię rozwoju szkolno-treningowych samolotów wsparcia taktycznego. W oparciu o kilku reprezentantów tej rodziny samolotów podaje przebieg etapowych udoskonalień kolejnych odmian w budowie tego sprzętu.

W rubryce *Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ* K. Sławiński polemizuje z A. Glassem na temat możli-

wości utworzenia silnego lotnictwa w Polsce przed 1939 r. Uwzględniając możliwości kadrowe, lotniskowe i transport samochodowy tamtych lat, autorzy wykazali realność utworzenia silnego lotnictwa myśliwskiego i nocnego lotnictwa bombowego oraz możliwość zorganizowania lotnictwa sanitarnego.

W stałym naszym dziale *POMOCE KONSTRUKCYJNE* autor A. Markowski podaje metodę określenia maksymalnych naprężeń do projektu wstępnego skrzydła samolotu.

*W KARTOTECE TLiA* zostały omówione:

— Samolot myśliwski i myśliwsko-szturmowy Avions Marcel Dassault Mirage 2000 — Francja oraz

— Samolot turystyczny, sportowy i służbowy Grumman American AA-5A Cheetah — USA.

W *TECHNICZNYM SŁOWNIKU LOTNICZYM* w czterojęzycznej wersji zamieszczono nazwy przyrządów pokładowych oraz sprzętu elektrycznego.

## Zadania i przyszłość szturmowych wersji samolotów szkolno-treningowych (I)

Mgr WŁODZIMIERZ WAŚKOWSKI

Institut Lotnictwa

W pierwszej części artykułu omówiono przyczyny stałego wzrostu zapotrzebowania na odrzutowe szkolno-treningowe samoloty oraz na ich odmiany wsparcia taktycznego; charakterystykę, osiągi i wyposażenie tych samolotów postulowane przez wojsko oraz produkcję i rozpowszechnienie w świecie I generacji samolotów tej klasy.

### Przyczyny rozwoju odrzutowych samolotów szkolno-treningowych

Zaszeregowanie pewnego typu wojskowego samolotu do określonej kategorii sprawia obecnie coraz większą trudność. Klasyczny podział na samoloty myśliwskie, szturmowe czy bombowe stracił swą rację bytu. Jeszcze w okresie po II wojnie światowej wiadomo było, że myśliwiec ma zwalczać samoloty nieprzyjaciela, a bombowiec — zrzucić bomby. Dzisiaj zanikło to różnicowanie samolotów z uwagi na różnorodność zadań strategicznych, które współczesny samolot ma wykonać. Np. myśliwce mogą spełniać zadania przechwytywania, przewagi powietrznej lub — po wyposażeniu ich w bomby — bombowców, a każdy ze szkolnych samolotów odrzutowych, znajdujących się obecnie w wyposażeniu lotnictwa wojskowego jest wykorzystywany lub może być użyty jako samolot wsparcia taktycznego [1].

W ostatnim piętnastoleciu wyraźnie zaznaczył się wzrost zapotrzebowania na odrzutowe samoloty szkolne oraz ich odmiany wsparcia taktycznego. Lekkie odrzutowe samoloty szkolne stanowią dzisiaj podstawowy instrument szkolenia i treningu przyszłych pilotów (zagadnienie szkolenia pilotów zostało szeroko omówione w moim artykule w TLiA nr 9 z 1977 r.). Równocześnie przekształcenie odrzutowych samolotów szkolnych w maszyny wsparcia taktycznego nie przedstawia większych trudności technicznych i — przede wszystkim — jest tanie, gdyż gros kosztów prac rozwojowych pochłonęły już odmiany szkolne. W przeciągu kilku lat zdumiewająca wprost liczba odrzutowych samolotów szkolnych została przebudowana na samoloty wsparcia taktycznego. Wystarczy wymienić najbardziej znane: Magister, MB-326, G, L i K, Cessna T-37 na szturmowy A-37, naddźwiękowy Northrop T-38 Talon na bojowy jednomiejscowy szkolno-bojowy F-5B [2].

Obecnie biura konstrukcyjne przy opracowywaniu koncepcji nowego samolotu szkolno-bojowego od razu przystępują do upodobnienia do siebie charakterystyk samolotu szkolnego i szkolno-bojowego. Przykładem tej tendencji są samoloty powstałe w bieżącej dekadzie: Dassault-Breguet-Dornier Alpha Jet, BAC-Hawker Siddeley Hawk T Mk 1, CASA C-101 i jugosłowiańsko-rumuński Orao.

Podstawowej przyczyny rozwoju zapotrzebowania na samoloty szkolno-bojowe należy dopatrywać się w dziedzinie ekonomiki, a mianowicie w zjawisku recesji, która już trwa od ok. 10 lat.

Skutki tej recesji to:

— inflacja, która spowodowała bardzo poważny wzrost

ceny samolotów (zwłaszcza ciężkich wojskowych i cywilnych),

— obniżenie nakładów na broń i zmniejszenie zakupu samolotów najwyższych klas (np.: Francja zrezygnowała z produkcji samolotów bojowych ACF z uwagi na wzrost cen i brak środków budżetowych, przynajmniej bardzo poważne sumy na rozwój samolotów Alpha Jet).

Jeszcze jeden czynnik wpływa na preferowanie przez „uboższe kraje bogate” wielozadaniowych samolotów szkolno-bojowych. Jest to ich większa żywotność niż ciężkich samolotów bojowych. Okres eksploatacji odrzutowych samolotów szkolno-treningowych trwa 20÷25 lat przy nalotach po minimum 500 godzin rocznie [2]. Okres eksploatacji może być jednak znacznie dłuższy, czego dowodem jest amerykański samolot T-37/A-37, który został oblatany już w 1954 r. Natomiast w porównaniu z ciężkim samolotem bojowym, właśnie z uwagi na bardzo długą żywotność, odrzutowy samolot szkolno-bojowy musi mieć bardzo trwałą i niezawodną konstrukcję.

### Jaki powinien być samolot szkolno-bojowy

Teoretyk lotniczy B. Galoch, omawiając optymalne charakterystyki, osiągi i wyposażenie samolotu szkolno-bojowego [3] pisze: „...samoloty przeznaczone do wsparcia wojsk lądowych... powinny być przystosowane do lotów koszących i dysponować bronią rażenia celów ze znacznej odległości. Powinny mieć możliwość prowadzenia obronnej walki powietrznej z myśliwcami nieprzyjaciela, być wyposażone w sprzęt elektroniczny, środki łączności i efektywne uzbrojenie...”

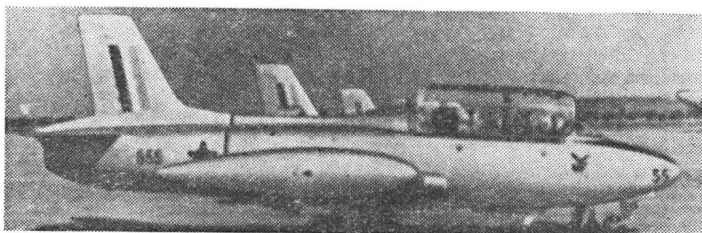
Samolot powinien mieć:

— dwa silniki odrzutowe dwuprzepływowe bez dopalacza.” W tym miejscu nasuwa się jednak pewna uwaga. Jeszcze nadal toczą się spory czy samolot szkolno-bojowy istotnie powinien mieć dwa silniki. Włoska firma Aer-macchi, producent jednosilnikowych samolotów MB-326 rozważając tę kwestię, przeprowadziła analizę, z której wynika, że na 100 tys. h lotu rozbija się 7÷7,5 samolotów szkolno-bojowych w warunkach pokoju. Przyczyny katastrofy to: w 48% błąd pilota, w 39% zderzenie w powietrzu i w 13% przyczyny techniczne [4].

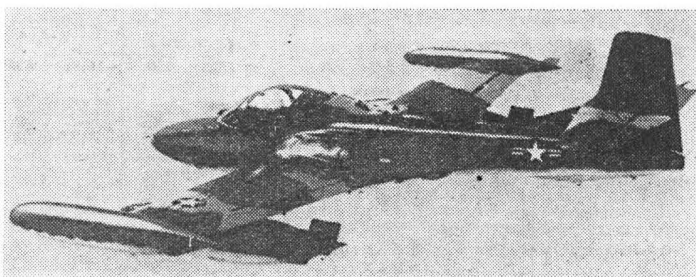
Ten niski wskaźnik katastrof spowodowanych przyczynami technicznymi stawia pod znakiem zapytania konieczność wyposażenia samolotu szkolno-bojowego w dwa silniki. Wyposażenie samolotu tylko w jeden silnik niezawodny i rozwijający dostateczny ciąg przynosi duże oszczędności pod względem kosztów zakupu, remontów i konserwacji sprzętu. Należy zatem uważać za otwartą kwestię czy samolot szkolno-bojowy ma być wyposażony w jeden, czy też w dwa silniki. Ponadto praktyka światowa wykazuje większą niezawodność silnika jednoprzepływowego, jego większą prostotę i niższą cenę, przy korzystniejszej charakterystyce osiągow samolotu.

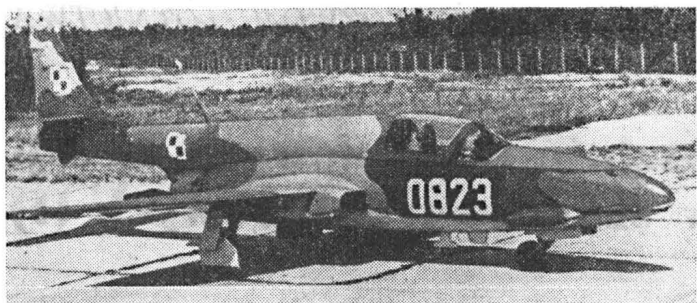
Po tej dygresji wracamy do wywodów B. Galocha, które podajemy w skrócie.

— Samolot powinien umożliwiać prowadzenie taktycznego rozpoznania powietrznego na głębokość 400 km, umożliwiać zwalczanie obiektów powietrznych, być przy-

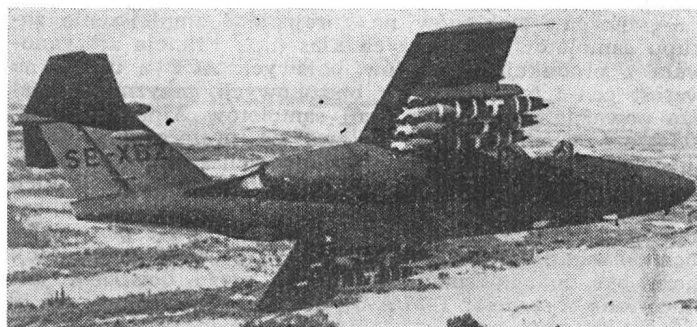


Rys. 1. AerMacchi MB-326  
Rys. 2. Cessna A-37





Rys. 3. TS-11 Iskra



Rys. 4. Saab 105G

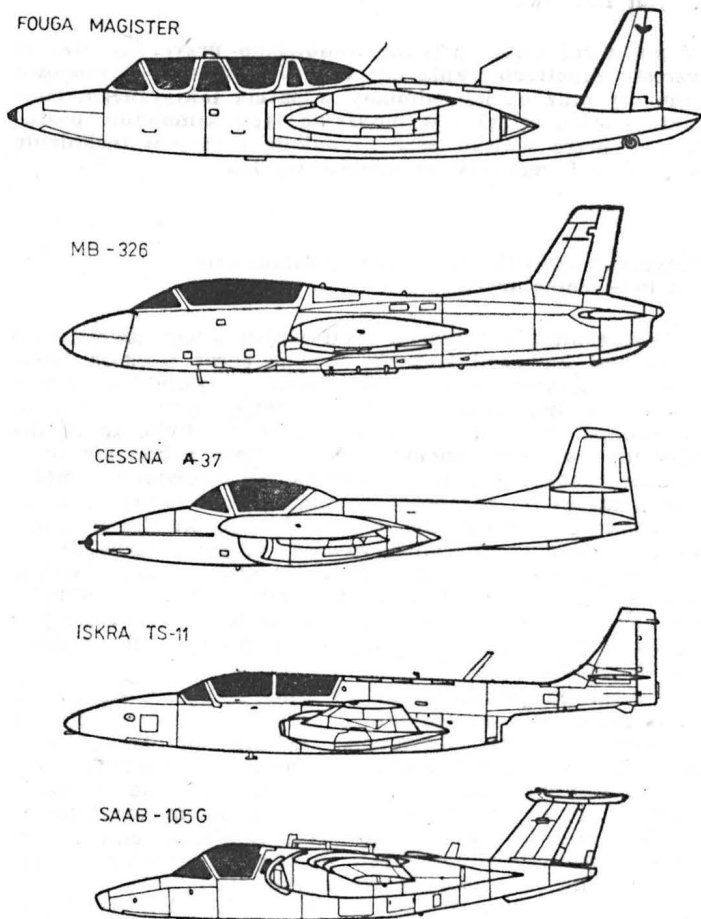


Rys. 5. Northrop F-5F

stosowany do działań bojowych w dzień i w nocy przy niesprzyjających warunkach atmosferycznych, mieć taktyczny promień działania do 600 km/h = 100 m z maksymalnym obciążeniem, osiągać pułap 12 tys. m, mieć prędkość maksymalną do 1200 km/h, zapewniać bardzo dobrą widoczność podczas różnych parametrów prędkości na wysokości 30÷100 m, łączny udźwig użyteczny do 3,5 tys. kg [5].

W wersji szkolno-bojowej niezależnie od wyżej wymienionych warunków, powinna istnieć możliwość:

— śledzenia przez instruktora procesu celowania, strzelania i bombardowania;



Rys. 6. Sylwetki boczne samolotów: Fouga Magister, Aermacchi MB-326, Cessna A-37, Iskra TS-11, Saab-105G

TABLICA I. Samoloty szkolno-bojowe I generacji

Nazwa samolotu i producent	Kraj	Rok <sup>1)</sup> oblotu <sup>2)</sup>	Silnik	Ciąg [daN]	Rozpiętość [m]	Pow. nośna [m <sup>2</sup> ]	Maks. masa start. [kg]	Masa wł. [kg]	Prędkość maks./min. [km/h]	Wznieszenie [m/s]	Pułap [m]	Zasięg [km]	Rozbieg [m]	Uzbrojenie, zaczepy, masa uzbrojenia kg	Zbudowano [szt.]	Cena tys. dol. USA w 1977 r
Aermacchi MB-326L	Włochy	1957	Rolls-Royce Viper 11 MK 22	1135	10,56	19,00	3765	2237	806/137	22,50	12 500	2000	400	6 1800 km 1 × 7,62 mm 2 × 12,70 mm 8 2565 1 × 7,62 mm	730	1200
Cessna A-37B	USA	1954	2 × General Electric J-85-17A	2 × 1111	10,93	17,09	5443	2982	769/137	36	12 750	402 z 1678 kg ładunku podskrzydłowego 1460	530	2565 1 × 7,62 mm	600	...
TS-11 Iskra 200-BR <sup>1)</sup>	Polska	1960	SO-3	981	10,06	17,50	3840	2560	720/140	14,7	11 000	1460	700	4 100 1 × 23 mm 6	...	...
Saab 105G	Szwecja	1963	2 × General Electric J-85-17B	2 × 1293	950	16,30	6500	3050	970/165	30/57	13 700	827 z 1360 kg	450	2340 2 × 30 mm 8 1350 2 × 7,62 mm	70	1800— 2200
BAC-167 Strikemaster MK-88	Anglia	1967— —1972	Rolls-Royce Viper 535	1547	11,23	19,85	5215	2810	774/158	27	12 200	410/830	1060 przy h = 15 m	1200— —1300	140	—1300

<sup>1)</sup> odmiana jednociejsowa, <sup>2)</sup> data odlotu I odmiany



TABLICA 2. Liczba odrzutowych samolotów szkolnych i szkolno-bojowych użytkowanych w państwach zachodnich 1.1.1977 r.

Samolot	Odmiana*)		Data zakończenia produkcji
	szkolne [szt.]	szkolno-bojowe [szt.]	
Aermacchi MB-326	334	178	na ukończeniu
BAC Jet Provost	152	46	1970 r.
BAC Strikemaster	34	74	produkcja jednostkowa
Canadair Tutor CL-41	95	10	zakończona
Cessna T-37/A-37	936	237	1977 r.
DH Vampire T	75	—	1957 r.
Folland Gnat T	40	—	1963 r.
Fouga Magister	156	111	1969 r.
HAL Kiran	85	—	produkcja jednostkowa
Hispano HA 200/220	65	65	1969 r.
Lockheed T-33	740	52	1959 r.
Morane Saulnier Paris	32	5	1961 r.
Northrop T-38 Talon	898	—	1972 r.
Northrop F-5B	166	4	w produkcji
Saab 105	118	56	produkcja wstrzymana
razem	4471	872	

\*) Uwaga! jak wynika z tablicy typowe odrzutowe samoloty szkolne, w zależności od potrzeby dysponenta, używane jako samoloty szkolno-bojowe, zwłaszcza do zwalczania ruchu partyzanckiego (COIN)

— zainstalowania takiego układu optycznego, aby instruktor mógł obserwować tylną półstrefę, szczególnie podczas lotów bojowych i walki powietrznej;

— dobrej obserwacji do przodu (fotele umieszczone osobnie i schodkowo);

W wersji bojowej tylna kabina byłaby przeznaczona dla operatora do sterowania:

— systemem przeciwdziałania i rozpoznania radioelektrycznego,

— systemem wykrycia, rozpoznania i naprowadzania,

— uzbrojeniem bombardierskim samolotu.

W przypadku samolotu szkolno-bojowego najkorzystniejsze w ogóle byłoby zabudowanie wyposażenia tylnej kabiny w systemie modułowym, aby w ciągu krótkiego czasu można było zmienić wersję samolotu ze szkolno-bojowego na bojowy i odwrotnie.

Oprócz tego ostatniego postulatu wiele z warunków uważanych przez B. Galocha za optymalne i przyszłościowe w przypadku samolotu szkolno-bojowego jest już spełnionych, jeśli nie w całości, to w przeważającej części.

Aby udokumentować to stwierdzenie, wystarczy porównać charakterystyki, osiągi i uzbrojenie samolotów szkolno-bojowych I i II generacji (tablica 1).

Masa użyteczna samolotów szkolno-bojowych II generacji wynosi średnio od 2,5 tys. kg w jednomiejscowym samolocie MB-326 K do blisko 4 tys. kg w Alpha Jet i 5 tys. kg samolotu Northrop F-5F. Prędkość z wyjątkiem czesłowski L-39 i hiszpańskiego samolotu CASA C-101 sięga blisko 1000 km/h i jest wyższa od prędkości samolotów szkolno-bojowych I generacji z wyjątkiem szwedzkiego samolotu Saab-105 G (ponad 200 km/h). Zresztą, według opinii autora niniejszego opracowania prędkość powyżej 1000 km/h jest nieuzasadniona, zarówno z punktu widzenia ekonomicznego, jak i taktycznego, gdyż akcja przechwytywania (do czego konieczna jest bardzo duża prędkość) nie wchodzi w zakres zadań samolotów szkolno-treningowych, podczas gdy przy akcji bliskiego wsparcia lub szturmowania prędkość samolotu (z uwagi na konieczność precyzyjnego bombardowania i ostrzału, lub ostrzału) musi być znacznie ograniczona.

Uzbrojenie w II generacji samolotów szkolno-bojowych jest bardzo zróżnicowane. Z wyjątkiem broni lufowej (1÷2 karabiny maszynowe lub działka — kaliber do 30 mm) uzbrojenie jest umieszczone pod płatem i kadłubem (jeżeli liczba zaczepów jest nieparzysta), brak jest bowiem miejsca na uzbrojenie z uwagi na urządzenia elektroniczne. Na podwieszeniach podskrzydłowych może być umieszczone uzbrojenie i zbiorniki lub zbiorniki paliwa o masie do 2,5 tys. kg. Najlepszy z nowych samolotów szkolno-bojowych, tj. hiszpański CASA C-101, może na swych podwieszeniach podskrzydłowych unieść: 6 bomb po 260 kg lub 4 bomby po 450 kg, lub tyleż samo 450 kilogramowych zasobników z napalmem, lub 6 zasobników z raketami o kalibrze 5" lub 5,75", lub 4 pociski Maverick, lub 4 bomby naprowadzane laserem lub kombinację tego uzbrojenia i zbiorników paliwa. Zrozumiałe jest, że samoloty szkolno-bojowe o większym udźwigu użytecznym niż

CASA C-101 zdolne są do przenoszenia uzbrojenia o masie przekraczającej nawet 2400 kg [6, 7].

Na przykładzie niewielkiego samolotu szkolno-bojowego — CASA C-101 wyraźnie widać postęp lotnictwa od okresu przedwojennego. CASA zabiera ponad 2000 kg uzbrojenia w odmianie bojowej, a doskonały polski bombowiec z 1936 r. PZL P-37 Łoś — tylko 1774 kg bomb. Dlatego też dzisiejsze samoloty treningowo-bojowe z racji ich wielozadaniowości, dużego udźwigu lub zbiorników z paliwem (w przypadku akcji konwojowania zasięg ich wynosi do 4000 km), prędkości poddźwiękowej, a równocześnie bardzo małej prędkości minimalnej od 150 do 190 km/h (z wyjątkiem samolotów Northrop F-5F) oraz względnie niskiej ceny, można uważać za wyjątkowo udany sprzęt, który będzie w dalszym ciągu rozwijany, zarówno pod względem charakterystyk i osiągnięć jak i ilości, gdyż zapotrzebowanie na te proste samoloty powinno mieć stałą tendencję wzrostu.

## Producenci i sprzęt

Na 1.1.1977 r. w eksploatacji w krajach zachodnich znajdowały się następujące odrzutowe samoloty szkolne i szkolno-bojowe (tablica 2).

W naszych rozważaniach zajmiemy się dwumiejscowymi samolotami szkolno-bojowymi oraz wyjątkowo lekkimi jednomiejscowymi samolotami MB-326-K i myśliwskim Northrop F-5F, który amerykańska firma przeznaczają, jak się zdaje, na ten sam rynek zbytu, o który dzisiaj walczą uzbrojone odmiany samolotów szkolnych, tj. Alpha Jet i Hawk oraz F-5F.

Historia rozwoju taniego, lekkiego myśliwca taktycznego rodziny F-5 i jego pochodnych — odrzutowych samolotów szkolnych (naddźwiękowy T-38 Talon) i dwumiejscowego samolotu szkolno-bojowego F-5F, który zachował wszystkie właściwości bojowe myśliwca, jest bardzo pouczająca i wskazuje na dalekowzroczność konstruktorów Northropa, opracowujących koncepcję samolotów rodziny F-5. Przewidywanie przyszłych potrzeb światowego rynku przyniosło już firmie poważne dochody. W ostatnich 15 latach Northrop eksportował do 23 państw ponad 2000 samolotów rodziny F-5, poczynając od osławionego F-5A, jak na ironię przezwany *Freedom Fighter*, tj. szermierz wolności (ten szermierz wolności odznaczył się przede wszystkim na froncie wietnamskim!). Obecnie samoloty F-5 ma otrzymać Egipt. Jeżeli Francja z RFN i Anglia będą produkowały jednomiejscowe odmiany samolotów Alpha Jet i Hawk, na co się podobno zanosi, Northrop F-5 i F będą miały przewagę na eksportowych rynkach zbytu (z powodu krótszych serii cena europejskich samolotów szkolno-bojowych będzie przy gorszych osiągnięciach taka sama lub wyższa niż F-5E i F-5F). Dlatego można uwierzyć przedstawicielom Northropa, że w przeciągu najbliższej dekady wyeksportuje on co najmniej dalszych 1000 lekkich myśliwców taktycznych F-5E i samolotów szkolno-bojowych F-5F. Również jednomiejscowa odmiana szkolno-bojowego samolotu Aermacchi MB-326 K nie zagrazi Northropowi, gdyż jego osiągi i właściwości bojowe są znacznie niższe niż sprzęt tego samolotu. Być może pewną konkurencją dla Northropa będzie projektowany szwedzki samolot szkolno-bojowy B3L, z uwagi na osiągi zbliżone do F-5F. Jednak eksport szwedzkich samolotów tkwi w miejscu, jak się zdaje, jedynie z powodów polityczno-ekonomicznych, a nie technicznych, gdyż rozwiązania techniczne, wyposażenie i właściwości lotne tych samolotów stawiają je bardzo wysoko, nawet w porównaniu z bardziej nowoczesnymi samolotami tej klasy [8].

Działalność poszczególnych producentów tego sprzętu oraz ich plany na przyszłość zostaną omówione w następnym numerze TLiA.

## LITERATURA

1. W. WAŚKOWSKI: Światowy rynek odrzutowych samolotów treningowo-bojowych, Instytut Lotnictwa, Warszawa, 1973, maj, s. 4÷6.
2. CH. GILSON: Light jet combat trainers. *Flight*, 1975, 22.05., s. 827.
3. B. GALOCH: Jakim wymogom powinien odpowiadać samolot bliskiego wsparcia. *Przeład Wojsk Lotniczych i Wojsk Obrony Powietrznej Kraju*, 1977, październik, s. 19.
4. Aermacchi MB-326. *Aviation Magazine*, 1977, nr 719, s. 38.
5. B. GALOCH: op. cit., s. 20÷21.
6. CASA C-101... un petit Espagnol, qui grandira sans doute. *Aviation Magazine*, 1978, nr 727, s. 28.
7. F. BRINDLEY: CASA-C-101, aimed at the 3000 + trainer market. *Interavia*, 1978, nr 1, s. 29.
8. Aermacchi MB-326...: op. cit., s. 38.
9. Light jet combat aircraft. *Flight*, 1977, 10.12., s. 1724, 1728, *Flight* 10.12.1978, s. 1275÷1278.
10. ZLU — Letecké Ekonomické Informace, Praha, 1977 nr 12.
11. K. MUNSON: *Flights in service*. London 1977.

## Automatyczna centrala telegraficzna KLB-5 na lotnisku Warszawa-Okęcie

Omówiono pracującą od lutego br. na lotnisku Warszawa-Okęcie nową automatyczną centralę telegraficzną KLB-5, zaprojektowaną w oparciu o komputery Mitra-15 produkowane przez firmę francuską. Podano organizację systemu KLB-5 i jego możliwości.

Od pierwszego lutego 1978 r. na lotnisku Warszawa-Okęcie pracuje automatyczna centrala telegraficzna, zakupiona w firmie francuskiej CIT-ALCATEL. Zastąpiła ona centrum ręczne, pracujące z tzw. „odrywaniem taśmy”.

Centrala automatyczna przetwarza wszystkie depeze mające format zgodny z zaleceniami ICAO dla sieci AFTN (Sieć Stałej Łączności Lotniczej) i spełniające warunki podane w następujących dokumentach ICAO:

- Annexe 10, tom II rozdział IV.
- Podręcznik przepisów w sieci AFTN, dokument 8259-COM/553/3.

Do telegraficznej centrali automatycznej może być podłączonych 60 abonentów. Maksymalna ilość depeze jaka może być przetworzona przez centralę wynosi 4000 dziennie dla depeze wejściowych i 6000 dla depeze wyjściowych (w szczytowej godzinie ruchu 400 depeze wejściowych oraz 600 depeze wyjściowych).

Szybkości modulacji pracy centrali wynoszą odpowiednio:  
— 50 bodów dla kanałów telegraficznych (istnieje możliwość zwiększenia szybkości modulacji do 75 i 100 bodów),  
— 75 bodów dla kanałów służbowych systemu.

Stosowanym kodem telegraficznym jest kod CCITT nr 2, ale istnieje możliwość przejścia na kod CCITT nr 5.

System KLB-5 oparty jest na tzw. „przetwarzaniu depeze”, co różni go od tradycyjnych systemów — „przełączania obwodów”. Oznacza to, że system przyjmuje wszystkie depeze wejściowe niezależnie od stanu wyjściowych linii telegraficznych, przetrzymuje je w swojej pamięci do czasu dalszej obróbki przez program i po obróbce wysyła pod adresy podane w nagłówkach depeze. Umożliwia to programowi dokładne sprawdzenie każdej depezy. W przypadku błędów w nagłówku system automatycznie koryguje je lub przesyła błędną lepszę do operatora na stanowisko korekcyjne.

System wysyła również depeze w wyjściowe linie telegraficzne w zależności od ważności (priorytetu) depezy i prowadzi stały zapis nagłówków wszystkich depeze wchodzących i wychodzących z systemu.

### Organizacja systemu

System KLB-5 został zaprojektowany w oparciu o dwa komputery MITRA-15 (produkowane przez firmę francuską CII — Compagnie Internationale Pour l'Informatique).

Układ systemu przedstawiono na rysunku.

W celu zabezpieczenia ruchu wejściowego do systemu, jego właściwego przetworzenia i przesłania depeze, system został zaprojektowany w formie dwóch niezależnych kanałów przetwarzających. Oba kanały otrzymują ruch wejściowy jednocześnie, a każdy kanał indywidualnie analizuje i zapamiętuje depeze w odpowiednich obszarach swojej pamięci. Podczas analizy i przetwarzania każdej depezy, kanał zwany PILOTEM informuje drugi kanał o wszystkich czynnościach jakie wykonał i sprawdza czy ten drugi kanał zwany REZERWA przeprowadził te same czynności. Każdy z dwóch kanałów może być PILOTEM lub REZERWA. Oba kanały systemu sprawdzają się stale lub wymieniają między sobą dane przez trzy wyspecjalizowane kanały międzykomputerowe, z których każdy spełnia oddzielną rolę. Pierwszy z kanałów wewnętrznych sy-

stemu zapewnia połączenie między komputerami MITRA-15 przez pamięć dyskową, drugi przez telegraficzne urządzenie wejścia-wyjścia, a trzeci przez podzespół wejścia-wyjścia binarnego.

Komputer każdego z kanałów jest połączony przez sprzęgacz z dyskami obu kanałów. Umożliwia to czytanie danych lub programów przez komputer z dysków obu kanałów. W ten sposób zapewniona jest koordynacja między dwoma kanałami przy przetwarzaniu depeze, uaktualnienie tabel dla kanału rezerwowego zarówno podczas pracy dwukanałowej, jak i podczas uruchamiania kanału rezerwy.

Przez telegraficzne urządzenia wejścia-wyjścia oba komputery komunikują się dzięki kanałom pętli, w których przesyłane są depeze testowe. Dzięki depeze testowym oba komputery, a w konsekwencji i oba kanały systemu, sprawdzają się wzajemnie.

Dzięki trzeciemu kanałowi wewnętrznemu systemu, który łączy oba komputery przez podzespół wejścia-wyjścia binarnego, operator dostaje na konsoli operacyjnej systemu wszystkie niezbędne informacje o pracy każdego z dwóch kanałów przetwarzających.

Podzespół wejścia-wyjścia binarnego pracuje równocześnie jako urządzenie decyzyjne. Po analizie wyników testów dla każdego z kanałów przetwarzających przesyłane są przez oba komputery do urządzenia decyzyjnego, w celu porównania.

Przy niezgodnościach urządzenie decyzyjne wybiera automatycznie kanał PILOTA lub następuje automatyczna zmiana konfiguracji systemu. Kanał rezerwowo staje się kanałem pilotującym.

Należy zaznaczyć, że podczas przełączania nie ma straty depeze wejściowych, ponieważ każda z depeze jest wstępnie zapamiętywana w telegraficznym urządzeniu wejściowym.

Przez urządzenie decyzyjne każdy z kanałów może:

- czytać z pamięci dyskowej drugiego kanału (lecz nie może nic wpisać na dysk tego drugiego kanału),
- wysłać do drugiego kanału przetwarzającego sygnał przerwania informujący, że w obszarze pamięci dysku zarezerwowanym na dialog między komputerami znajdują się pewne dane do przesłania do drugiego komputera,
- zgłaszać „wolny czas” w pracy urządzeń swojego kanału,
- zgłaszać „wolny czas” w pracy urządzeń drugiego kanału przetwarzającego.

Urządzenie decyzyjne przyłącza również telegraficzne kanały wyjściowe do kanału przetwarzającego, który pełni funkcję PILOTA, gdyż tylko ten kanał jest odpowiedzialny za wysyłanie depeze do abonentów podłączonych do systemu.

Zasadę pracy systemu zdublowanego można więc scharakteryzować trzema krótkimi stwierdzeniami:

- oba kanały PILOT i REZERWA odbierają i przetwarzają sygnały przychodzące z wejściowych linii telegraficznych,
- komputery obu kanałów komunikują się na różnych poziomach przez kanały wewnętrzne systemu,
- tylko kanał PILOTA zapewnia wysyłanie depeze wyjściowych z systemu do abonentów.

### Urządzenia wchodzące w skład każdego z kanałów

Każdy z dwóch kanałów systemu KLB-5 składa się z następujących zasadniczych urządzeń:

- komputera czyli jednostki sterującej,
- interface'u między komputerem a systemem zwanego CDA,
- multipleksera zwanego EMD,
- peryferyjnych urządzeń sterujących zwanych UCC,

znajdujących się pod kontrolą multipleksera EMD,  
 — peryferyjnych urządzeń sterujących UCC podłączonych bezpośrednio do interfejsu CDA,  
 — urządzeń wejścia-wyjścia stanowiących interfejs między systemem a elementami zewnętrznymi dla systemu (linie telegraficzne, konsola operacyjna itp.).

### Jednostka sterująca

Jednostka sterująca składa się z procesora, rdzeniowej, ferrytowej pamięci centralnej oraz systemu przerwań o 32 poziomach.

Komputer MITRA-15 zastosowany w systemie KLB-5 jest komputerem mikroprogramowym.

Mikroinstrukcje kodu CIM 502 zastosowanego przez firmę CIT-ALCATEL do przetwarzania depech w sieci AFTN są umieszczone w pamięci typu ROM. Mikroinstrukcje oraz dane są wprowadzane do pamięci rdzeniowej.

Procesor składa się z:

- bloku rejestrów pamięci o dużej szybkości,
- 8 bloków rejestrów 16-bitowych adresowanych programowo (czas dostępu 6 ns),
- pięciu rejestrów bez adresu (S, M, T, J, U),
- pięciu wskaźników programowych (I<sub>1</sub>, I<sub>2</sub>, MS, MA, PR),
- mikroprogramowej pamięci typu ROM o pojemności 512 słów 16-bitowych (czas dostępu 60 ns i czas wykonywania mikrorozkazu równy 300 ns),
- systemu przerwań.

Pamięć jest oparta na słowie 16-bitowym plus jeden bit parzystości i jeden bit zabezpieczenia pamięci.

Podstawowy cykl zapisu-odczytu wynosi 800 ns dla słowa, co daje szybkość 2,5 miliona bajtów na sekundę.

Czas odczytu wynosi 400 ns.

Pamięć składa się z bloków (4096 słów czyli 8192 bajtów).

W systemie KLB-5 zastosowano pięć bloków pamięci.

### Interfejs komputerowy — CDA

Interfejs komputerowy CDA zapewnia wymianę sygnałów między komputerem a pozostałymi urządzeniami systemu, które są połączone bezpośrednio do CDA lub przez multipleksier zwany EMD.

Wymianę informacji umożliwiają:

- kanał dostępu programowanego służący do przesyłania poleceń urządzeniom peryferyjnym,
- kanał przerwań, który umożliwia urządzeniom peryferyjnym nagle wezwanie komputera,
- kanał dostępu bezpośredniego, który zapewnia wymianę danych między pamięcią centralną a urządzeniami peryferyjnymi bez udziału procesora.

### Multipleksier EMD

Multipleksier EMD jest to element umożliwiający wymianę danych między komputerem a urządzeniami peryferyjnymi. Praca jego polega na przyjmowaniu zleceń od kom-

putera na odłączenie, przyłączenie oraz testowanie urządzeń peryferyjnych. Funkcje te EMD wykonuje jednak autonomicznie niezależnie od komputera MITRA-15. EMD może sterować 8 urządzeniami peryferyjnymi. W systemie KLB-5 do EMD są połączone trzy urządzenia peryferyjne:

- pamięć dyskowa,
- pamięć magnetyczna,
- konsola operacyjna.

### Urządzenia peryferyjne UCC

Urządzenia peryferyjne UCC są to elementy wyspecjalizowane, które z logicznego punktu widzenia przetwarzają dane wejściowe i wyjściowe. Zbudowano je w oparciu o element logiczny zwany LCP, stanowiący rodzaj mini-komputera.

W zależności od tego czy urządzenia peryferyjne są podłączone bezpośrednio do CDA czy przez EMD, dzielą się one na dwie grupy. Pierwszą grupę stanowią telegraficzne urządzenia wejścia-wyjścia ESTG oraz urządzenia przetwarzające dane wejściowo-wyjściowe ESTD. Drugą grupę stanowią urządzenia sterujące pracą dysku, rejestratora magnetycznego oraz konsoli operacyjnej.

System KLB-5 ma również szereg urządzeń pomocniczych, które zapewniają poprawną jego pracę oraz nadzór. Do tych urządzeń pomocniczych należą:

- konsola operacyjna, która umożliwia nadzór zarówno stanu linii telegraficznych, jak i całego systemu. Szereg przycisków i kluczy na konsoli pozwala operatorowi na wprowadzenie do systemu odpowiednich poleceń,
- stanowisko korekcji depech, na którym są przedstawiane operatorowi systemu depeche z błędnym nagłówkiem lub takie, które należy skasować,
- panel kontrolny linii telegraficznych umożliwiający sprawdzenie prądów liniowych, napięć itp.

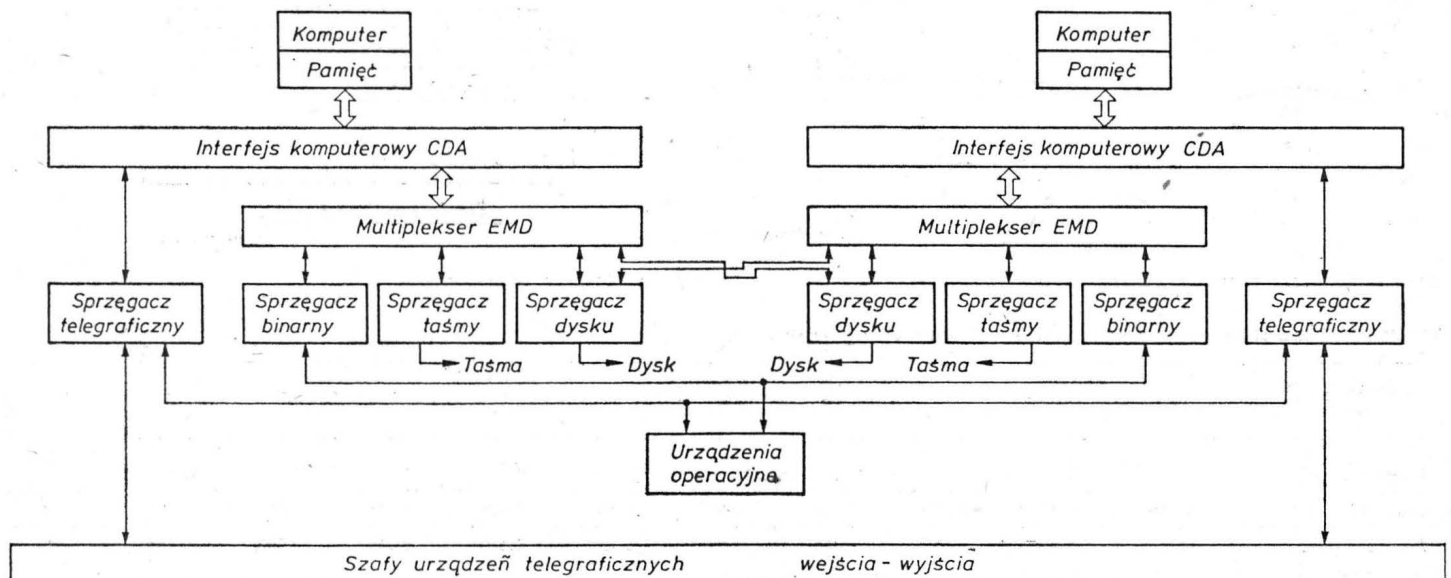
— dalekopis operacyjny dla każdego z komputerów, umożliwiający bezpośredni dialog z komputerem w przypadkach konserwacji lub jego naprawy przez obsługę techniczną.

System automatycznej centrali telegraficznej KLB-5 jest przeznaczony do pracy ciąglej przez 24 godziny. Wszystkie urządzenia systemu są więc zdublowane. Firma CIT-ALCATEL nie podaje czasu MTBF dla całego systemu, ale na podstawie własnych doświadczeń stwierdza, że czas ten dla jednego kanału systemu wynosi 1800 godzin.

Należy jednak zaznaczyć, że użytkownik zwiększył bezpieczeństwo operacyjne, zamawiając w firmie panel urządzeń telegraficznych.

W przypadku awarii całego systemu panel ten służy do bezpośredniego podłączenia końcowych urządzeń telegraficznych (dalekopisów) z liniami telegraficznymi abonentów. Umożliwia on również łączenie abonentów między sobą.

Jak dotychczas, przez pierwsze trzy miesiące eksploatacji systemu automatyczna centrala telegraficzna na lotnisku Warszawa-Okęcie pracuje poprawnie.



TL-125/7/78-R.1

# Ocena niezawodności pewnej klasy elementów na przykładzie zużycia opony lotniczej



W artykule podano sposób wyznaczania niezawodności elementów wykorzystując do tego celu dane o zużyciu w przedziale zdatości.

Przedmiotem rozważań w niniejszym artykule jest niezawodność opony lotniczej. W artykule wykorzystano wyniki pomiarów zużycia się opony w zależności od liczby lądowań samolotu podane w pracy [2].

Wymiary opony istotne w ocenie jej zużycia są podane na rys. 1 i zgodnie z warunkami technicznymi wynoszą:  $d = 7 \text{ mm}$ ;  $h = 15,15 \text{ mm}$ .

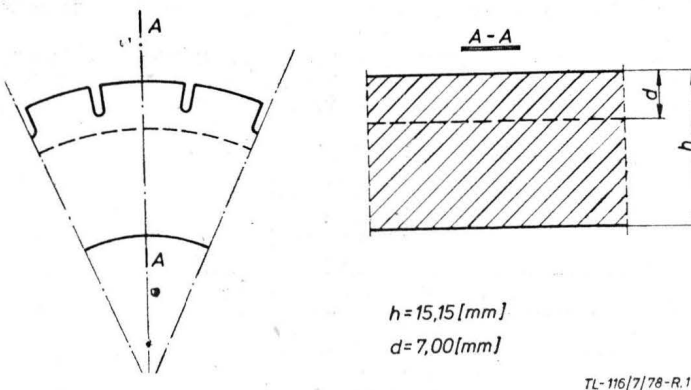
Celem rozważań jest wyznaczenie liczby lądowań samolotu dla danej opony, przy pewnym założonym poziomie ryzyka. Założmy więc, że opona staje się niezdatna do użycia, gdy zużycie warstwy wierzchniej przekroczy wymiar  $d$ . Przyjmuje się również, że podatność opony na zużycie jest jednakowa w przedziale  $\langle 0, d \rangle$ . Zużycie opony podczas jednego lądowania osiąga różną wartość i jak wiadomo zależy od warunków lądowania. Bieżącą wartość zużycia oznaczmy przez  $y$  i zgodnie ze schematem pokazanym na rys. 2 określimy ją w sposób następujący:

$$y = h - l$$

gdzie:  $l$  — bieżąca grubość opony.

Wielkością mierzoną bezpośrednio jest  $l$ .

Z przyjętych założeń wynika, że zużywanie się opony w procesie eksploatacji będzie można modelować za pomocą jednorodnego procesu Markowa.



Rys. 1. Przekrój wycinka opony

Do pomiaru zużycia opony bezpośrednio podczas eksploatacji samolotu zastosowano metodę wykorzystującą izotop promieniotwórczy. W dolnej części opony (rys. 3) umieszczono (od strony wewnętrznej) punktowe źródło promieniowania. Wartość natężenia promieniowania na powierzchni bieżnika zależy m.in. od odległości od źródła. Zależność tę wykorzystano do pomiaru zużycia opony. Badanie zużycia opony rozpoczęto w chwili, kiedy grubość jej w szczycie wynosiła 8,39 mm, a zakończono, gdy grubość opony w szczycie wynosiła 7,56 mm.

## Wyniki badań

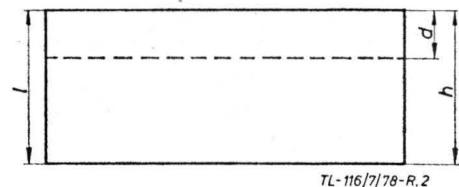
Z uwagi na przyjęte założenia, badanie zużywania się opony może obejmować dowolny podprzedział zawarty w przedziale  $\langle 0, d \rangle$ . Warunek ten jest spełniony. Uwzględniając położenie źródła promieniowania, bieżąca wartość zużycia będzie wynosiła

$$y = \bar{h} - \bar{l}$$

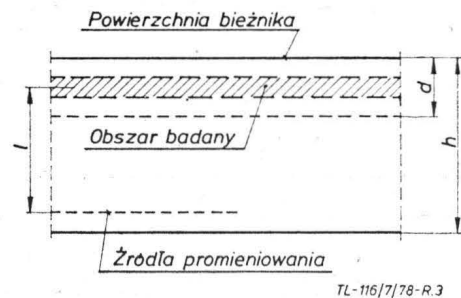
gdzie:

$\bar{h}$  — grubość opony w chwili rozpoczęcia pomiarów równa

$\bar{h} = 8,39 \text{ mm}$ ;



Rys. 2. Schemat wyznaczania zużycia opony

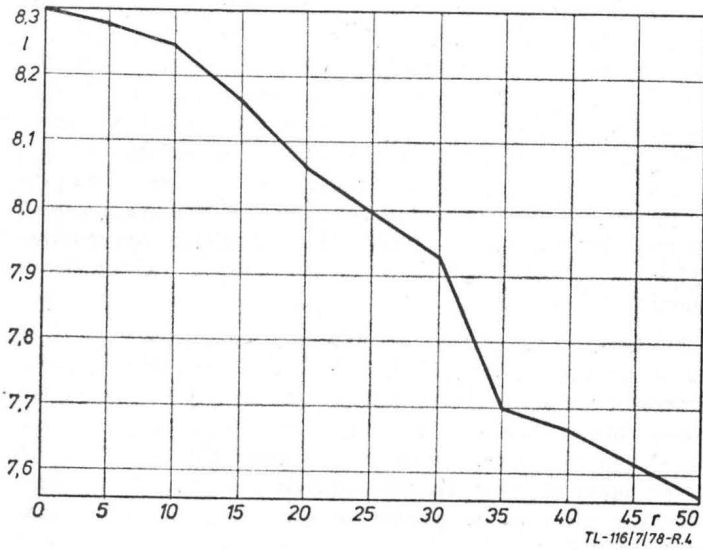


Rys. 3. Badany obszar opony

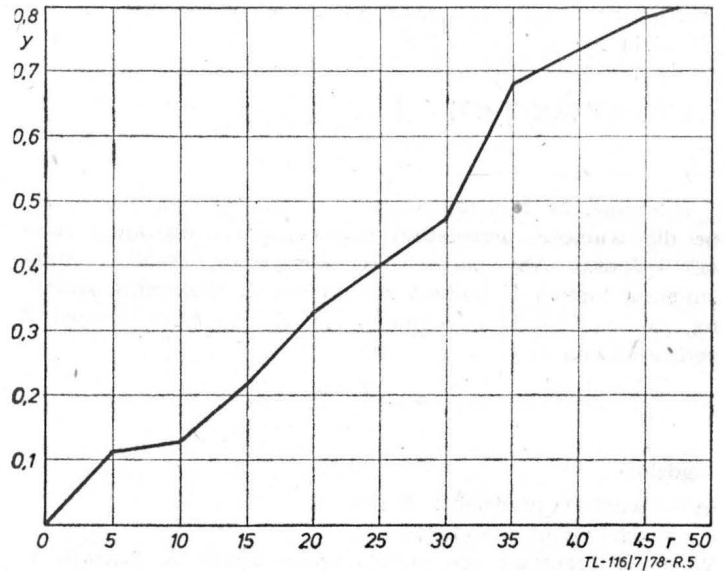
TABLICA 1. Wyniki badań zużycia opony w zależności od liczby lądowań samolotu

Numer kolejny pomiaru	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
Liczba lądowań $r$	0	5	10	15	20	25	30	35	40	45	50
Grubość opony $l$	8,390	8,285	8,255	8,180	8,065	7,990	7,920	7,700	7,660	7,605	7,560
Zużycie $y$ [mm]	0	0,105	0,135	0,210	0,325	0,400	0,470	0,590	0,730	0,785	0,830

Na podstawie wyników zawartych w tabelicy 1 sporządzono wykresy podane na rys. 4 i 5.



Rys. 4. Wykres grubości opony (w szczycie) w funkcji liczby lądowań



Rys. 5. Wykres zużycia opony y w funkcji liczby lądowań

$\bar{l}$  — bieżąca wartość grubości opony.  
Wyniki badań zużywania się opony w zależności od liczby lądowań samolotu podane są w tablicy 1.

#### Obliczenie liczby lądowań samolotu dla danej opony

Do obliczenia oszacowań parametrów rozkładu  $a$  i  $b$  skorzystamy z zależności [3]:

$$b^* = \frac{y_n}{t_n}$$

$$a^* = \frac{1}{n} \sum_{k=0}^{n-1} \frac{[y_{k+1} - y_k - b^*(t_{k+1} - t_k)]^2}{t_{k+1} - t_k}$$

We wzorach tych czas  $t_n$  należy zastąpić liczbą lądowań  $r_n$  (gdzie  $n$  jest liczbą pomiarów grubości opony). Z pomiarów otrzymaliśmy:

$$[(y_1, r_1), (y_2, r_2), \dots, (y_n, r_n)] = [(0, 0), (0,105, 5), \dots, (0,830, 50)]$$

Obliczamy  $b^*$

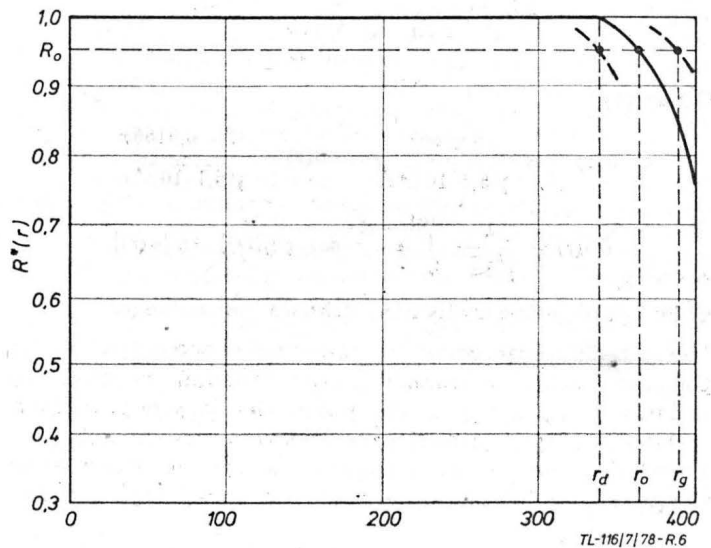
$$b^* = \frac{y_n}{r_n} = \frac{0,830}{50} = 0,0166$$

Obliczamy  $a^*$

$$a^* = \frac{1}{n} \sum_{k=1}^{n-1} \frac{[y_{k+1} - y_k - 0,0166(r_{k+1} - r_k)]^2}{r_{k+1} - r_k} =$$

$$= \frac{1}{n} \left[ \frac{[y_2 - y_1 - 0,0166(r_2 - r_1)]^2}{r_2 - r_1} + \frac{[y_3 - y_2 - 0,0166(r_3 - r_2)]^2}{r_3 - r_2} + \dots + \frac{[y_n - y_{n-1} - 0,0166(r_n - r_{n-1})]^2}{r_n - r_{n-1}} \right] = \frac{1}{n} (a_1 + a_2 + \dots + a_n)$$

Po wykonaniu obliczeń otrzymujemy  $a^* = 0,00051$



Rys. 6. Wykres niezawodności opony  $R^*(r)$  w funkcji liczby lądowań

Do obliczenia liczby lądowań samolotu skorzystamy z zależności [3]:

$$U(y, r) = \frac{1}{\sqrt{2\pi a^* r}} e^{-\frac{(y-b^*r)^2}{2a^*r}}$$

Po podstawieniu obliczonych wartości  $a^*$  i  $b^*$  otrzymamy

$$U(y, r) = \frac{1}{\sqrt{2\pi \cdot 5,1 \cdot 10^{-4} r}} e^{-\frac{(y-0,0166r)^2}{2 \cdot 5,1 \cdot 10^{-4} r}}$$

Dla danej partii opon można przyjąć, że są one jednorodne, tzn. są jednakowo podatne na zużycie. Wtedy można założyć, że parametry  $a^*$  i  $b^*$  będą stałe dla danej partii.

TABLICA 2. Niezawodność opony w funkcji liczby lądowań samolotu

Liczba lądowań r	20	50	80	100	150	200	250	300	350	400
$\alpha(r)$	-3,287	-5,23	-6,73	-7,31	-8,64	-10,41	-11,04	-12,73	-13,84	-14,70
$\beta(r)$	66,02	32,31	27,90	23,7	16,35	11,53	7,9	5,11	2,826	0,7765
$\Phi[\beta(r)]$	1,000	1,000	1,000	1,000	1,000	1,000	1,000	1,000	0,9975	0,7882
$\Phi[\alpha(r)]$	1,000	1,000	1,000	1,000	1,000	1,000	1,000	1,000	1,000	1,000
$R^*(r)$	1,000	1,000	1,000	1,000	1,000	1,000	1,000	1,000	0,9975	0,7882

Oszacowanie funkcji niezawodności opony wyraża się zależnością

$$R^*(r) = P\{0 \leq Y < 7\} = \int_0^7 \frac{1}{\sqrt{2\pi \cdot 5,1 \cdot 10^{-4} r}} e^{-\frac{(y-0,0166r)^2}{2 \cdot 5,1 \cdot 10^{-4} r}} dy$$

Wiadomo, że tablice rozkładu normalnego są sporządzone dla wartości przeciętnej równej zero i wariancji równej jedności. Aby można było korzystać z tablic, należy zmienną losową  $Y$  poddać standaryzacji. Oznaczmy zmienną losową standaryzowaną przez  $Z$ . Zmienna losowa  $Z$  będzie równa

$$Z = \frac{Y - m}{\sigma}$$

gdzie:

$m$  — wartość przeciętna  $E[Y]$ ;

$\sigma$  — odchylenie standardowe.

Wzór obliczeniowy (po standaryzacji zmiennej losowej  $Y$ ) przyjmuje postać

$$R^*(r) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_{\frac{0,0-0,0166r}{\sqrt{5,1 \cdot 10^{-4} r}}}^{\frac{7-0,0166r}{\sqrt{5,1 \cdot 10^{-4} r}}} e^{-\frac{z^2}{2}} dz$$

Oznaczmy

$$a(r) = -\frac{0,0166r}{\sqrt{5,1 \cdot 10^{-4} r}}; \quad \beta(r) = \frac{7-0,0166r}{\sqrt{5,1 \cdot 10^{-4} r}}$$

$$R^*(r) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_{a(r)}^{\beta(r)} e^{-\frac{z^2}{2}} dz = \varphi[\beta(r)] - \varphi[a(r)]$$

gdzie:  $\varphi(z)$  — dystrybuanta rozkładu normalnego.

Obliczenia oszacowania niezawodności opony wg wyżej podanego wzoru w funkcji liczby lądowań samolotu są zestawione w tablicy 2. Na podstawie danych zawartych w tablicy 2 sporządzono wykres oszacowania funkcji niezawodności opony zamieszczony na rys. 6. Korzystając z oszacowania niezawodności  $R^*(r)$  oraz wymaganego po-

ziomu niezawodnej pracy opony  $R_0$  przewidzianej warunkami technicznymi, można obliczyć liczbę lądowań samolotu  $r_0$ . Oczywiście, wyznaczenie liczby lądowań  $r_0$  w ten sposób jest pewnym uproszczeniem zagadnienia. W rzeczywistości liczba lądowań samolotu jest zmienną losową i w związku z tym należy poszukiwać przedziału  $\langle r_a, r_b \rangle$ , w którym zawarta jest szukana liczba lądowań z pewnym przyjętym prawdopodobieństwem. Można również postąpić inaczej. Można np. sformułować zagadnienie optymalizacyjne i wyznaczyć optymalną liczbę lądowań  $r_{op}$  dla danej opony.

Funkcją optymalizacyjną może być wyrażenie proporcjonalne do współczynnika przestoju samolotu lub wyrażenie proporcjonalne do średniego kosztu opony w jednostce czasu. Mając wyznaczoną optymalną liczbę lądowań dla danej opony, można również w sposób prosty wyznaczyć liczbę opon zapasowych niezbędnych dla prawidłowej eksploatacji samolotu w założonym przedziale czasu i założonej intensywności lotów.

W omawianym przykładzie pominięto operację ucięcia funkcji gęstości prawdopodobieństwa zmiennej losowej  $Y$  w zerze, co zakłada prawidłowość wyznaczenia oszacowania funkcji niezawodności  $R^*(r)$  dla małej liczby lądowań. Jednak już dla  $r=17$  wartość wyrażenia przekracza liczbę 3 i rośnie wraz z  $r$ , czyli dla  $r > 17$  operacja ucięcia, zgodnie z pracą [1] jest pomijalna. Uwzględniając również, że dopiero dla dużych  $r$  są dostrzegalne zmiany wartości  $R^*(r)$ , można uważać za uzasadnione pominięcie operacji ucięcia funkcji gęstości prawdopodobieństwa zmiennej losowej  $Y$ .

Warto zauważyć, że podany sposób wyznaczania niezawodności opony może być stosowany dla klasy elementów o podobnym procesie zużycia.

#### LITERATURA

1. SZ. FIRKOWICZ: Statystyczne badanie wyrobów. WNT 1970.
2. J. LEWITOWICZ: Badanie zużycia opon lotniczych za pomocą izotopów promieniotwórczych. Arch. ITWL 1967.
3. H. TOMASZEK: Model probabilistyczny zużycia elementów mechanicznych w procesie eksploatacji. Praca doktorska WAT 1971.

WCT/245/K/78

## KSIAZKI LOTNICZE

**W. I. Suchich, N. N. Gusiew, E. P. Daniulis: Aerometody w lesoustroju.** Moskwa, Izdatelstwo „Lesnaja promyszennost” 1977, s. 192, tabl. 45, il. 49, pozycji bibl. 121. Cena 87 kop. (8,70 zł).

Książka poświęcona jest wykorzystaniu fotografii lotniczej w zagospodarowywaniu obszarów leśnych. Fotografia lotnicza staje się podstawą współczesnych badań geograficznych i geologicznych. Wykorzystywana jest w kartografii i służy jako podstawa do określania zasobów leśnych. Autorzy książki zajmują się techniczną stroną wykonywania zdjęć lotniczych (w tym geodezyjnych) — m.in. piszą o wykorzystywaniu naświetlenia terenu; opisują ich własności geometryczne. Książka zawiera teoretyczne podstawy odczytywania pomiarów uzyskanych za pomocą zdjęć lotniczych, rozpatruje się w niej przyszłościowe technologie i możliwości zagospodaro-

wania lasów. Autorzy analizują współczesne metody prac inwentaryzacyjnych w lasach za pomocą zdjęć lotniczych i statków powietrznych.

Książka zawiera obszerny spis literatury i dużą ilość ilustracji. Przeznaczona jest dla pracowników naukowo-badawczych gospodarki leśnej, przemysłu leśnego oraz dla wykładowców i studentów fakultetów leśnych.

M-M.M.

**M. G. CZIERWONNYJ: Wozdusznaja služba lesnoj ochrany.** Moskwa, Rossielchoizdat 1977, s. 127 z il., cena 35 kop. (3,50 zł).

Książka poświęcona jest ochronie przeciwpożarowej lasów i walce z pożarami lasów w ZSRR, prowadzonej metodami lotniczymi. Autor opisuje przyczyny powstawania pożarów w lasach i sposoby ich ga-

szczenia, przedstawia krótko historię ochrony przeciwpożarowej terenów leśnych oraz przedstawia lotnictwo w służbie ochrony lasów. Wymienia i charakteryzuje środki techniczne (samoloty, śmigłowce i spadochrony) i środki chemiczne używane w celu zabezpieczenia przeciwpożarowego i do gaszenia pożarów w lasach oraz opisuje metody pracy lotnictwa, zajmując się szerzej przygotowaniem do sezonu, patrolowaniem lasów i gaszeniem pożarów za pomocą środków lotniczych. Wymienia klasy zagrożenia pożarowego, opisuje sygnały o pożarach i sposoby określania miejsca pożaru. Znacznie mniej miejsca poświęca autor lotniczemu sposobom ochrony lasów przed szkodnikami i chorobami.

Książka zawiera rysunki, wykresy i tablice ilustrujące jej treść. Przeznaczona jest głównie dla pracowników baz lotniczej ochrony lasów. Autor zamieszcza w niej także spis literatury.

M-M.M.

# III Konferencja — aktualne problemy lotnictwa polskiego

10 kwietnia br. odbyła się trzecia kolejna konferencja naukowo-techniczna poświęcona omówieniu najpilniejszych zagadnień i potrzeb lotnictwa w naszym kraju. Tego rodzaju konferencje organizują wspólnie co pięć lat Sekcja Lotnicza Zarządu Głównego SIMP i Sekcja Komunikacji Lotniczej ZG SITK. O działalności Komitetu Organizacyjnego konferencji pod kierownictwem członka Sekcji Głównej Komunikacji Lotniczej SITK kol. Jana Chojnackiego informowaliśmy już naszych Czytelników poprzednio.

W prezydium konferencji zasiadli przewodniczący obu Sekcji kol. doc. mgr inż. Tadeusz Kostia i kol. mgr Eligiusz Kołodziński. Obrady III Konferencji zajął przewodniczący Sekcji Komunikacji Lotniczej SITK kol. mgr inż. E. Kołodziński, następnie odczytano skróty referatów.

Referat pt. **Wytwarzanie sprzętu lotniczego** opracowali wspólnie następujący autorzy: mgr inż. F. Borodzik, doc. mgr L. Bucki, dr inż. A. Gołędzinowski, doc. dr inż. Karliński, dr inż. J. Lamparski i dr inż. W. Ząbkowicz. W referacie nadmieniono, że nastąpił rozwój polskiego przemysłu lotniczego, co uwidacznia się m.in. dzięki zawartym umowom kooperacyjnym. Nowe konstrukcje muszą być konkurencyjne, a więc należy je projektować, stosując optymalne rozwiązania i dokładnie badając. Wytwarzany sprzęt latający powinien być dopracowany, a jego stanem, jakością, eksploatacją i żywotnością powinna zająć się nauka o placówka badawczo-kontrolna. Metale stosowane w krajowym przemyśle lotniczym znacznie odbiegają od poziomu światowego, zarówno pod względem asortymentu, jak i własności użytkowych. W Polsce prowadzi się zbyt mało prac badawczych nad nowymi stopami; należy je poszerzyć i pogłębić. Trzeba atestować i wprowadzić w budowie statków powietrznych dobre tworzywa kompozycyjne, zakończyć badania żywicy poliestrowej oraz adaptować nowoczesne technologie kształtowania i klejenia. Długofalowa, ekonomiczna koncepcja technologiczna przemysłu lotniczego powinna być oparta na następujących przesłankach:

— budując nową konstrukcję finalną, nie można równocześnie uruchamiać do niej elementów,

— ważne jest wprowadzenie — jak najdalej idącej typizacji i normalizacji oraz jednolitych przepisów do zawierania umów kooperacyjnych,

— zamiast materiału konstrukcyjnego licencyjnego na krajowy trzeba wprowadzać rozsądnie i lepiej zakupić potrzebną ilość za granicą, niż zatracić parametry wyrobu finalnego,

— niedopracowanie konstrukcji prototypowej stwarza szkody i koszty w produkcji seryjnej sprzętu,

— należy unikać przekazywania produkcji z zakładu do zakładu, a raczej udoskonalac technologię u dotychczasowego producenta. Przeprowadzanie wszelkiego rodzaju badań teoretycznych i doświadczalnych dla potrzeb przemysłu lotniczego wymaga wyspecjalizowanych fachowców — wśród nich pilotów doświadczalnych — oraz niezbędnego zaplecza aparaturowego i technicznego. Od początku swojej działalności Instytut Lotnictwa prowadził komórkę opiniodawstwa i orzecznictwa finalnego sprzętu lotniczego; obecnie — ze szkodą dla polskiego przemysłu lotniczego i eksportu — komórkę zlikwidowano.

Zagadnienia związane ze **sprzętem lotniczym, jego eksploatacją i naprawą** naświetlił mgr inż. A. Misiorek, dyrektor techniczny Centralnego Zarządu Lotnictwa Cywilnego. W końcu ub.r. użytkowaliśmy w kraju ok. 1800 statków powietrznych, w tym ok. 700 samolotów. Główni użytkownicy, to: PLL LOT (~50), APRL (~300 samolotów i ~1000 szybowców) i PUL (~250 samolotów). W lotnictwie dyspozycyjnym było 101 statków (76 samolotów i 25 śmigłowców), zaś zakłady produkcyjne miały 50 statków powietrznych (25 samolotów + 25 śmigłowców rolniczych). Sprzęt wymaga wydatkowania 60÷65% uzyskanych wpływów, lecz przeciętny jego wiek przekracza 11 lat. Dla pokrycia niedoborów w lotnictwie komunikacyjnym można się spodziewać zakupu samolotów: na średnie i długie dystanse — Il-62 M i pasażersko-towarowego — Jak 42, na linie średniego zasięgu — Il-86 (prędkość 950 km/h, 350 pasażerów). Brak nam samolotów na daleki zasięg i transportowych.

Z lotnictwa sanitarnego za 1÷3 lat trzeba wycofać Morawy, w agrolotnictwie — zastąpić Gawrony (20%) i An-2 (70%) Krukami i M-18; w lotnictwie dyspozycyjnym będą przydatne Mi-2 oraz licencyjne Pipery Seneca.

APRL cierpi na brak Wilg, które przemysł lotniczy dostarcza nieterminowo. Nowe uruchomienia, jeżeli nie będzie opóźnień, poprawią zaopatrzenie.

Zaplecze techniczne lotnictwa cywilnego (któremu dotychczas poświęcano zbyt mało uwagi) wykazuje stałą poprawę i efektywność. Rodzi się postulat powołania do życia instytucji naukowo-badawczej dla lotnictwa cywilnego.

Dla lotnictwa pozakomunikacyjnego wprowadza się eksperymentalnie nowy system obsługi wyższego rzędu, w rejonowych bazach. Od 1979 r. będą działały dwie takie bazy w siatce APRL. System ten pozwoli na lepsze wykorzystanie urządzeń i kadr oraz zapewnienie większego bezpieczeństwa w lotnictwie.

Zostało ustalone, że sprzęt importowany LOT-u powinien być naprawiany w kraju producenta (dotyczy to płatowców i silników). Sprzęt pochodzenia polskiego będzie się remontować w zakładach naprawczych APRL oraz w pewnych przypadkach w LZR-ach wojskowych. Remonty przeprowadzane w zakładach produkcyjnych trwają bardzo długo, a koszt ich sięga 70% wartości nowego sprzętu. Do baz naprawczych przemysł musi dostarczyć dokumentację i części zamienne; przy remontach powinny też być zapewnione nadzór i niezbędna pomoc.

Dr M. Zyllich omówił w swym referacie **zagadnienia transportu lotniczego**, w którym — w przewozach międzynarodowych — Polska wśród krajów socjalistycznych, zajmuje drugą pozycję za Związkiem Radzieckim, zaś w kraju — pierwsze miejsce, pod względem efektywności ekonomicznej, rentowności i opłacalności dewizowej zajmuje transport lotniczy. Referent zrezygnował z rozpatrywania stojących przed polską komunikacją lotniczą niezwykle poważnych i trudnych problemów: sprzętowych, lotniskowych, infrastruktury i kadrowych — lecz ograniczył się do rozwinięcia zagadnienia optymalnego wykorzystania transportu lotniczego w gospodarce narodowej. Oferta opracowywana przez transport lotniczy wykazuje, że ten właśnie transport jest w pewnych okolicznościach jedyny, a w innych — najbardziej efektywny. Przed określeniem potrzeb i prognozowaniem wzrostu transportu lotniczego trzeba ściśle zdefiniować potrzeby przewozowe.

Przy uruchamianiu nowych lotnisk lub linii komunikacyjnych nie można wykluczyć partycypacji finansowej zainteresowanych ośrodków czy instytucji. Jest sprawą konieczną, aby opracowany został system transportowy kraju, w którym należy znaleźć i odpowiednie proporcje przyznane zostaną lotnictwu i aby powołany został nowy, koordynujący system zarządzania lotnictwem cywilnym. Dodać trzeba, że transport lotniczy jest jedynym rodzajem transportu w naszym kraju, który nie ma własnego zaplecza naukowego.

Mgr inż. Z. Średniawa zdefiniował pojęcie **lotnictwa ogólnego** i zreferował jego działalność. Są to różnorodne formy zastosowania lotnictwa poza przewozami regularnymi i czarterowymi. Staków powietrznych — służących takiemu lotnictwu — jest dziś na świecie ok. 270 tysięcy. Interesujące są statystyki dotyczące wyników szkolenia pilotów oraz szczegółowe analizy problemów lotnictwa sportowego sprzed 5 laty i obecnie. Trudności w lotnictwie sportowym wynikają z niezrozumienia jego znaczenia i niezbędności dla gospodarki narodowej oraz obronności kraju.

Inż. R. Gudel uzupełnił referat przedmówcy, poświęcając swą wypowiedź różnorodnym formom **usług lotniczych** prowadzonym na zasadach pełnego rozrachunku gospodarczego. Przez okres 5 lat nastąpił czterokrotny wzrost udziału przedsiębiorstw lotniczych w wartości całej działalności lotniczej w Polsce, osiągając połowę tej wartości. Referent omówił kolejno stan i zagadnienia lotnictwa rolniczego, dyspozycyjnego, transportowego, pomiarowo-badawczego, patrolowego i dźwigowego. Przeszkodą w rozwoju tych specjalności jest brak pilotów, personelu technicznego i zaplecza usługowego. Trudności występują również z uzupełnieniem parku.

**Sprawę lotnisk, ich stan i rozwój sieci** omówił w swym referacie mgr inż. J. Smoleński. Pierwszym kryterium przy tworzeniu sieci portów lotniczych jest lokalizowanie ich w pobliżu potencjalnych miejsc za- lub rozładunku, drugim — zasada, że rozmieszczenie portów lotniczych i odległości między nimi będą tak ustalone, aby komunikacja lotnicza obejmowała cały kraj. Referent zdefiniował poję-

cie trzech poziomów transportu lotniczego, zaproponował trzy typy portów lotniczych w Polsce oraz poinformował o założeniach przyjętych — do 2000 r. — przez Biuro Studiów i Projektów Lotnictwa Cywilnego. Urbanisci nie doceniają miastotwórczego charakteru portu lotniczego i faktu, że sprawnie działający port musi zapewnić maksimum efektów, które daje transport lotniczy. Omówiwszy problem hałasu i połączenia z miastem, referent poruszył — ważny w naszych warunkach — problem rezerwacji terenów pod przyszłą sieć portów lotniczych. Zagadnienia związane z zabezpieczeniem ruchu lotniczego, z zarządzaniem lotniskami oraz przepisami lotniczymi wyczerpująco omówił w swoim referacie inż. Smoleński.

Zespół referentów: mgr inż. St. Orczykowski i inż. K. Szumielewicz przedstawili **problem kadr lotnictwa**. Biura konstrukcyjne cierpią na niedostatek kadry z wyższym wykształceniem lotniczym. Wśród personelu technicznego w lotnictwie komunikacyjnym technicy stanowią 20%, a inżynierowie zaledwie 4% ogółu zatrudnionych. W lotnictwie usługowym i sportowym sytuacja jest gorsza. Działalność aeroklubów nie zaspokaja zapotrzebowania na pilotów. Referenci omówili stan i możliwości kształcenia specjalistów lotniczych przez krajowe szkolnictwo wyższe i średnie oraz perspektywy zaspokojenia zapotrzebowania na lotniczą kadrę techniczną i personel latający. Poważnym problemem jest niewłaściwe wykorzystanie wysokowykwalifikowanej kadry technicznej. Dotychczas tylko ok. 30% absolwentów wydziału MEL Politechniki Warszawskiej pracuje w lotnictwie. Po naświetleniu możliwości podnoszenia kwalifikacji w systemie szkolenia zawodowego, referenci sprecyzowali kierunki działania, propozycje i wnioski.

Po zakończeniu referatów, przystąpiono do dyskusji na temat polskich aktualnych spraw i zagadnień lotniczych.

— Mgr inż. A. Glass (Instytut Lotnictwa — Sekcja Lotnicza SIMP) zwrócił uwagę, że w warunkach, gdy nowy typ samolotu powstaje w ciągu 8–10 lat, sporządzany plan dla branży musi być — co najmniej 15-letni. Ponieważ wiele zainteresowanych instytucji nie przystępuje do opracowania takiego planu, przeto z inicjatywą muszą wystąpić Sekcje Lotnicze; należy jednak określić zadania na przyszłość w zakresie transportu, agrolotnictwa, usług itp. Wielką szkodą, że o koordynacji pracy i działań w lotnictwie cywilnym mówi się zbyt mało — nawet w Ministerstwie Komunikacji. Niezbędną koordynację mogłaby sprawować np. Rada Lotnicza przy Ministrze Komunikacji.

— Dr T. Jacobi (Ośrodek Badawczy Ekonomii Transportu) podał definicję lotnictwa pozakomunikacyjnego i stwierdził, że należy etapami przeprowadzić pełną integrację lotnictwa gospodarczego, przy czym powinny być pokazane efekty tej gałęzi lotnictwa, nawet lotów patrolowych. Ogromnie ważne jest zapewnienie niezbędnej infrastruktury, na ten cel w CSRS wydaje się 40% dochodów, zaś w USA — 60%. Generalna dyrekcja, która nadzorowałaby lotnictwo cywilne, może składać się tylko z trzech biur: dyspozycyjnego, ekonomicznego i koordynacyjnego. W dalszym ciągu swego przemówienia mówca wyliczył przedsiębiorstwa, które byłyby wspólnie nadzorowane.

— Dr J. Czownicki (prof. Katedry transportu lotniczego w SGPiS) poinformował, że w 1973 r. podniesiono taryfy w komunikacji lotniczej ponad 100%, a w roku następnym — ilość pasażerów zmalała do 50%. Dyskutant wyraził opinię, że udzielanie dotacji i podnoszenie taryf powinno być środkiem ostatecznym. Pasażero-kilometr oferowany wynosi 90 groszy, żeby zwiększyć dochodowość — powinien wzrosnąć do 1,20 zł, co nastąpi przy 72% wypełnieniu miejsc. Zależy to od marketingu (za którym idzie: jakość usług, punktualność i szybkość obsługi) i kosztów eksploatacji (m.in. obniżenie kosztów utrzymania placówek terenowych). Są również przypadki — jak dla An-24 — że samoloty są już zamortyzowane.

— Mgr inż. A. Kmiołek (przedstawiciel Zjednoczenia Przemysłu Lotniczego i Silnikowego) stwierdził, że program dla lotnictwa cywilnego jest ustalony na 20 lat a rok obecny jest siódmym rokiem realizacji. Nie może być zbyt duża dysproporcja między potrzebami krajowymi a ofertą przemysłu lotniczego. Uważa, że samolot rolniczy musi stanowić element w przebiegu technologicznym.

— Doc. dr B. Jancelewicz (Politechnika Warszawska i Aeroklub Warszawski) jest zdania, że brak jest koordynacji w dziedzinie szkolenia kadr. Szkolenie należy również zintegrować, biorąc pod uwagę naukę od początku — do studiów wyższych, w zakresie cywilnym i wojskowym; należy stosować właściwy dobór kandydatów. Najpilniejszym zadaniem jest szkolenie nauczycieli, przy czym konieczna jest zmiana dotychczasowej, złej polityki w stosunku do instruktorów.

— Doc. dr E. Karneński (Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych) poruszył problem oddziaływania samolotu na nawierzchnie lotniskowe oraz sprawę uwzględnienia przy projektowaniu konstrukcji i nawierzchni lotniczych. Należy w tej dziedzinie prowadzić szczegółowe badania.

— Inż. Z. Lasocki (Centralny Zarząd Lotnictwa Cywilnego — Sekcja Lotnicza SITK) powiadamia, że przez 17 lat nie doczekały się realizacji postulaty dotyczące lotnictwa cywilnego. Pominięto również szereg wniosków lotniczych zgłoszonych na VII Kongres Techników Polskich. Mówca wezwał, aby opracować program lotniczy do 2000 roku.

— Mgr inż. F. Borodziak (WSK PZL-Okęcie — Sekcja Lotnicza SIMP) apelował aby węzłowe sprawy lotnictwa nie przesłaniały codziennych zagadnień, które z braku rozwiązania powodują trudności i nieprzewidziane konsekwencje. Zwrócił uwagę zebranych, że obowiązują już stosowanie międzynarodowego układu jednostek SI, np. przy określaniu ciśnienia lądowania.

— Płk. Pujszo (Zarząd Główny Aeroklub PRL) sygnalizuje złą sytuację sprzętową w aeroklubach. Przede wszystkim chodzi o Wilgi. Przemysł nie realizuje zamówień; APRL rozpoczął remonty we własnym zakresie. Instytucja ta ma poważne trudności finansowe, gdyż dotacje otrzymuje w poprzedniej wysokości, zaś — w ciągu 4 lat — koszty paliwa wzrosły z 7 do 28 mln złotych. Przy tym wzrosła ilość godzin nalotów. Fatalnie przedstawia się sprawa kadr, które corocznie zmniejszają się o 20–25%.

— Inż. Z. Niziński (Biuro Studiów i Projektów Lotnictwa Cywilnego) zwraca uwagę, że dla infrastruktury należy ustalić hierarchię potrzeb oraz wprowadzić tańsze inwestycje. Dyskutant oferuje projekt hali przemysłowej, jako tani dworzec dla lotnictwa komunikacyjnego III poziomu (w Zielonej Górze, czy w Słupsku) i podaje rażące przykłady przetrzebienia i wymagań. Proponuje, aby stworzyć — odpowiedni do naszych możliwości i faktycznych potrzeb — model infrastruktury: organizacyjny i architektoniczny.

— Inż. K. Szumielewicz (PLL LOT — Sekcja Lotnicza SITK) podaje przykłady zużytych fizycznie i moralnie samolotów LOT-u. Zapowiada trudności sprzętowe, które wystąpią u przewoźnika za kilka lat. Zwraca uwagę na zbyt małą elastyczność polityki sprzętowej. Podnosi niezadecydowane sprawy związane z wprowadzeniem do eksploatacji samolotu An-28.

— Mgr inż. E. Kołodziński (przewodniczący Sekcji Głównej Komunikacji Lotniczej SITK) stwierdził, że brak jest ustalenia roli lotnictwa w systemie transportowym kraju. Lecz nie wszystkie rodzaje lotnictwa cywilnego muszą być rozliczane ekonomicznie, w agrolotnictwie ważne jest również zastąpienie traktorów. Wiele negatywów powoduje brak koordynacji w lotnictwie. Jeżeli ma być wspólne kierownictwo dla różnych gałęzi lotnictwa — to niech ono będzie rozsądne i ekonomicznie uzasadnione!

— Mgr inż. J. Chojnacki (APRL — przewodniczący Komitetu Organizacyjnego Konferencji) proponuje, aby przy formułowaniu wniosków z konferencji podać sytuację aktualną, odnoszącą się do każdego postulatu.

— Mgr inż. F. Gwiżdż (Biuro Studiów i Projektów Lotnictwa Cywilnego — Sekcja Lotnicza SITK) zgłosił sprzeciw co do projektu zastąpienia B.S. i P.L.C. przez Instytut Lotnictwa Cywilnego. Mówca stwierdził, że obie instytucje wykonywać będą zadania różne, lecz obie potrzebne są dla gospodarki narodowej.

— Mgr inż. Aurel Cipak (przybył na konferencję jako przedstawiciel czechosłowackiego stowarzyszenia inżynierów i techników, zaproszony przez Sekcję Gł. Komunikacji Lotniczej SITK) omówił problemy aktualnie nurtujące lotnictwo cywilne CSRS. Można było stwierdzić, że w wielu dziedzinach i sytuacjach problemy te są identyczne, jak w naszym kraju.

\* \* \*

Mgr inż. A. Glass przewodniczący Komisji Wnioskowej, odczytał projekt wniosków, które zebrani akceptowali. Tekst wniosków będzie doręczony Władzom oraz opublikowany w *Technice Lotniczej i Astronautycznej*.

\* \* \*

Na konferencję, która odbyła się w Domu Technika w Warszawie przybyło około 80 osób profesjonalnie związanych z lotnictwem. Niestety — nie wzięli udziału w konferencji przedstawiciele Władz, którym podlega lotnictwo.

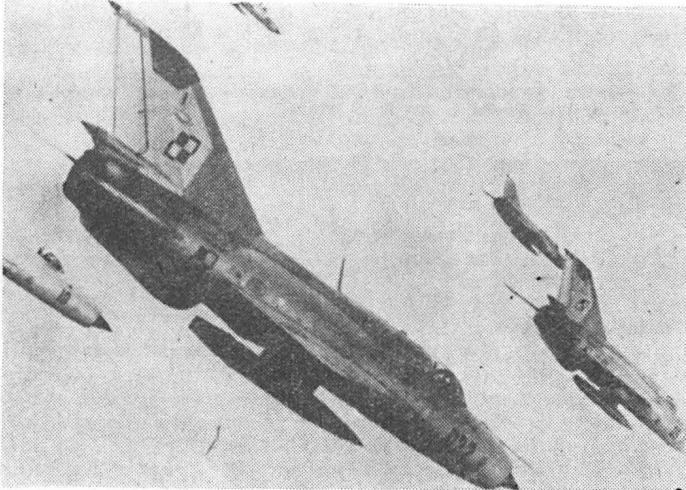
W. Zaremba



## Rozwój samolotu MiG-21

PIOTR BARTOSZEWSKI

Od lat dwudziestu samoloty MiG-21 służą w lotnictwie w wielu krajach. Przedstawiono rozwój samolotu i jego wersje bojowe i treningowe.



MiG-21 Ludowego Lotnictwa Polskiego

Fot. WAF

W ramach reorganizacji radzieckiego przemysłu lotniczego w drugiej połowie lat trzydziestych zostały powołane do życia nowe biura konstrukcyjne. Jednym z nich było utworzone w roku 1939 Doświadczalne Biuro Konstrukcyjne (O.K.B.) kierowane przez Artiomu Mikojana i Michaiła Gurewicza.

Do najbardziej znanych konstrukcji powstałych w O.K.B. na przestrzeni lat należy zaliczyć samolot myśliwski MiG-3, pierwszą konstrukcję biura projektowaną wielkoseryjnie. MiG-9 był pierwszym, mającym napęd całkowicie odrzutowy, samolotem Mikojana i Gurewicza. Odrzutowe samoloty myśliwskie MiG-15 i MiG-17 budowane były w wielu wersjach i dużych ilościach. Pierwszym naddźwiękowym samolotem myśliwskim O.K.B. był MiG-19, a obecnie najbardziej znanym jest MiG-21. Po tym ostatnim powstało jeszcze kilka innych, ciekawych konstrukcji — rekordowy Je-166, MiG o zmiennej geometrii skrzydeł oraz MiG, którego wersje rekordowe, noszące oznaczenia Je-133, Je-266 i Je-266A zajmują czołowe miejsca w tabelach rekordów zatwierdzonych przez F.A.I.

Prace nad nową konstrukcją, która miała zastąpić używane przez wiele lat samoloty typu MiG-15, -17 i -19, podjęto na początku lat pięćdziesiątych. Aby sprawdzić słuszność założeń konstrukcyjnych i wyliczeń teoretycznych, zbudowano kilka samolotów doświadczalnych różniących się między sobą zastosowanymi do ich napędu silnikami a także układem skrzydeł. Część z nich miała skrzydła skośne i przypominała swoim wyglądem samolot MiG-19, z tą jednak różnicą, że dwa silniki zostały zastąpione jednym o sile ciągu równym w przybliżeniu sumie ciągów silników zastosowanych w „dziewiętnastce”; inne otrzymały skrzydła trójkątne.

Te doświadczalne samoloty miały następujące oznaczenia: Je-2A, Je-5 (rys. 1), Je-50 (rys. 14), Je-6 i Je-7. Pierwsze samoloty MiG-21 skierowane do produkcji seryjnej, będące rozwinięciem Je-2A i Je-50, miały jeszcze skrzydła skośne.

Oblotu prototypu dokonał w roku 1955 pilot doświadczalny Władimir Niefiedow. Dalsze loty próbne oprócz Niefiedowa wykonywał Georgij Masołow. W czasie prób porównawczych lepsze okazały się konstrukcje ze skrzydłami trójkątnymi, zbudowane w układzie tzw. delty ustatecznionej.

MiG-21 ze skośnymi skrzydłami (rys. 2) został pokazany publicznie po raz pierwszy 24.07.1956 r. podczas parady powietrznej w Tuszyń. Samolot zbudowany był w układzie wolnonośnego średniopłata o skrzydłach, których skos wynosił 58°. Do jego napędu użyto silnika konstrukcji A. Mikulina noszącego oznaczenie AM-3. Maksymalny ciąg tego silnika wynosił 68 kN (6800 kG), a przy włączonym dopalaczu wzrastał do 86,7 kN (8670 kG). Przy całkowitej masie samolotu równej 9900 kg mógł on rozwijać prędkość ok. 2 Ma.

## Dane geometryczne

Rozpiętość	10,30 m
Długość całkowita	15,50 m
Wysokość	4,10 m

Ta pierwsza wersja samolotu MiG-21 została wyprodukowana w niewielkiej serii i w bardzo krótkim okresie czasu została zastąpiona przez zmodernizowaną wersję ze skrzydłami trójkątnymi, będąca rozwinięciem samolotu Je-5 i Je-6, która otrzymała oznaczenie MiG-21F (rys. 3, 4, 5).

Pierwszy, publiczny pokaz MiG-21F nastąpił też podczas parady lotniczej w Tuszyń, lecz w roku 1961.

Do uzbrojenia lotnictwa Kraju Rad samolot został wprowadzony w końcu lat pięćdziesiątych. Prawie równocześnie jednostki otrzymały obie jego wersje — ze skrzydłami skośnymi i w układzie delty ustatecznionej.

Od początku lat sześćdziesiątych MiG-21F zaczął zajmować miejsce starszych typów samolotów myśliwskich, znajdujących się w armiach Państw Układu Warszawskiego. Lotnictwo polskie otrzymało te samoloty w roku 1963.

W ostatnich latach prasa radziecka opublikowała wiele nie znanych dotychczas informacji i danych dotyczących wersji samolotu oznaczonej MiG-21F-13. Kadłub, tak jak i w wersji poprzedniej, miał konstrukcję półskorupową z pracującym pokryciem wzmocnionym od wewnątrz układem wręg i podłużnic. W celu łatwiejszego dostępu do poszczególnych podzespołów i instalacji, kadłub został podzielony na trzy łatwo rozłączalne części. Część przednia zaczyna się centralnym chwytem powietrza a kończy poza kabiną pilota. We wlocie znajduje się stożek, który może zmieniać położenie i być ustawiany w trzech pozycjach. Przez ustawienia stożka regulowana jest ilość powietrza dostającego się do silnika. W jego wnętrzu umieszczona jest antena stacji radiolokacyjnej. W górnej części znajduje się przedział wyposażenia radioelektronicznego przedniej części kadłuba, w spodniej mieści się komora podwozia przedniego, które chowane jest w kierunku lotu. Na zewnątrz umieszczony jest dajnik ciśnienia dynamicznego ze skrzydełkami urządzenia sygnalizującego kąt ślizgu. Dolną częścią kadłuba, pod kabiną pilota, specjalnie profilowanymi kanałami powietrze jest kierowane do sprężarki silnika. Kabina hermetyzowana typu wentylacyjnego z automatyczną regulacją temperatury  $15 \pm 5^\circ\text{C}$  zaopatrzona została w katapultowany fotel pilota oraz zestaw niezbędnych przyrządów pilotażowo-nawigacyjnych. Wśród nich na szczególną uwagę zasługują radiokompas, sztuczny horyzont służący do określania położenia samolotu w przestrzeni bez względu na istniejącą widoczność poza kabiną, busola giroindukcyjna.

Autopilot pracuje na trzech zakresach — tłumienie, stabilizacja oraz sprowadzanie samolotu do zerowego kąta przechyłu. Przy pracy w zakresie tłumienia autopilot umożliwia uniknięcie drgań samolotu przy przechyłach, na drugim zakresie zabezpiecza stateczność i stabilizację w przestrzeni, natomiast na trzecim zakresie autopilot sprowadza samolot do zerowego kąta przechyłu, jeśli pilot straci orientację w przestrzeni<sup>1)</sup>.

<sup>1)</sup> Zacytowane wg Biuletynu Informacyjnego Instytutu Lotnictwa nr 5 1976 r.

M.in. na tablicy przyrządów zamontowany jest wskaźnik liczby Ma, wskaźnik wykrycia celu i inne. Środkową część kadłuba zawiera zbiorniki paliwa, silnik turboodrzurowy oraz wyposażenie radioelektroniczne. W dolnej części znajdują się szybkostrzelne działka przykryte z zewnątrz opłoniowaną osłoną oraz komory kół podwozia głównego z lukami zamykającymi. Do tej części kadłuba mocowane są trójkątne skrzydła o kącie skosu krawędzi równym 57°. W ich wnętrzu znajdują się integralne zbiorniki paliwa oraz wnęki na golenie podwozia głównego. Skrzydło zaopatrzone jest w lotki i kłapy do lądowania. Na jego górnej powierzchni umieszczone są kierownice aerodynamiczne, po jednej na każdej połowce. Od spodu znajdują się po dwa wysięgniki do podwieszania uzbrojenia. Część tylna kadłuba mieści dopalacz i dyszę wylotową. Usterzenie pionowe statecznika ma kąt natarcia 60°. Zamocowane w osi kadłuba płytowe usterzenie wysokości ma kąt skosu krawędzi natarcia równy 55°. Od spodu kadłuba znajduje się dodatkowo pletwa (kierownica aerodynamiczna) oraz tzw. zderzak ogonowy.

Do napędu tej serii wykorzystano silnik turboodrzurowy z dwustopniową sprężarką oraz dopalaczem R11 F-300,

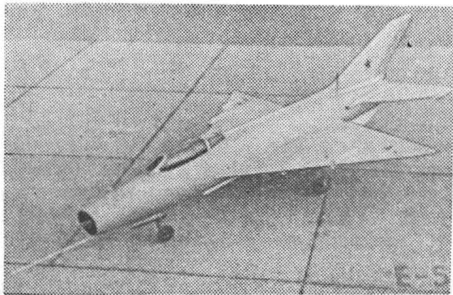
którego konstruktorem był S. K. Tumański. Ciąg silnika na ziemi bez dopalacza wynosi 46 kN (4600 kG) z dopalaczem 55 kN (5500 kG).

Uzbrojenie samolotu składa się z dwóch zamontowanych na stałe po bokach kadłuba działek kalibru 30 mm i uzbrojenia wymiennego — kierowanych pocisków rakietowych lub wyrzutni zawierającej nie kierowane pociski rakietowe.

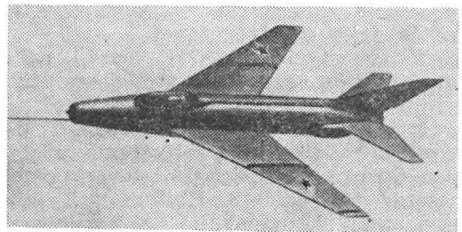
#### Dane techniczno-taktyczne MiG-21 F-13

Długość całkowita	15,76 m
Długość kadłuba	13,46 m
Wysokość	4,10 m
Rozpiętość	7,15 m
Pow. nośna	23 m <sup>2</sup>
Rozstaw kół podwozia głównego	2,69 m
Odległość między podwoziem głównym a przednim	4,81 m <sup>2)</sup>
Maksymalna masa startowa	7550 kg
Prędkość maks. na pułapie	12 500 m 590 m/s

<sup>2)</sup> Powyższe wymiary podano na podstawie danych zamieszczonych w *Krytyka Rodniny* nr 10 z 1975 r.



Rys. 1. Je-5 jeden z prototypów samolotu MiG-21



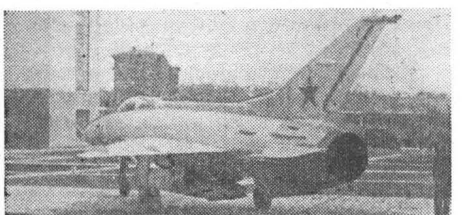
Rys. 2. MiG-21 początkowa wersja o skośnym płacie



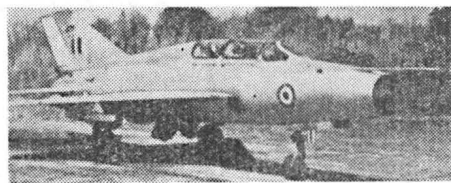
Rys. 3. MiG-21F (widok z boku)



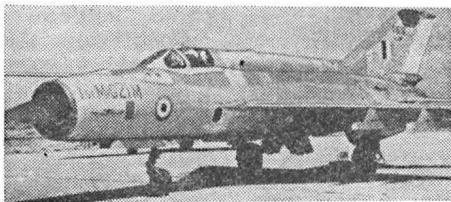
Rys. 4. MiG-21F widoczny skośnie z przodu



Rys. 5. MiG-21F widoczny skośnie z tyłu



Rys. 6. MiG-21U w bazach fińskich



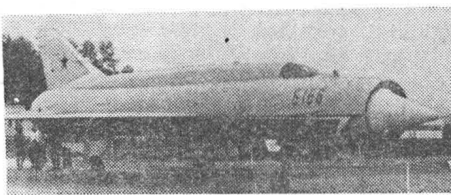
Rys. 7. MiG-21M produkcji indyjskiej



Rys. 8. Rekordowy Je-76



Rys. 9. Doświadczalny i rekordowy Je-152A



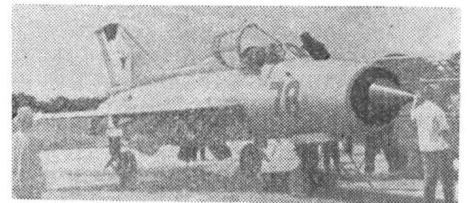
Rys. 10. Rekordowy Je-166



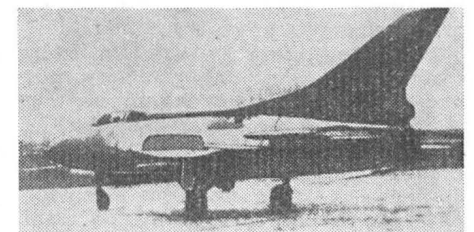
Rys. 11. MiG-21F wersja zmodernizowana z poszerzonym usterzeniem



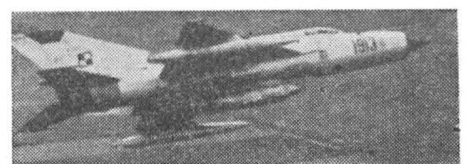
Rys. 12. MiG-21PF na wystawie w Moskwie



Rys. 13. MiG-21 z raketami startowymi



Rys. 14. Je-50 z dodatkowym silnikiem rakietowym



Rys. 15. MiG-21PF w wersji rozpoznawczej

Fot. WAF

Prędkość lądowania 67 m/s

Zasięg 1300 km

Prędkość lądowania ze zbiornikiem dodatkowym 1580 km  
Pułap statyczny osiągany w 810 s wynosi 19 000 m

Od początku podjęcia produkcji tego samolotu poszczególne jego wersje były ciągle modyfikowane. W MiG-21F modyfikacja objęła m.in. obrys statecznika pionowego, który został poszerzony, zabudowę pokrywą metalową pokrytą uprzednio osłoną ze szkła organicznego i górną część kadłuba, znajdującą się między otwieraną częścią osłony kabiny a mieczową anteną (rys. 11).

MiG-21 PF (rys. 12), będący następną z wersji rozwojowych, poddawany był też stałej modyfikacji. Wprowadzone w nim zmiany konstrukcyjne miały na celu poprawienie charakterystyki lotno-taktycznej. W pierwszych seriach pogrubiony został przód kadłuba w związku z wyposażeniem samolotu w nową stację radiolokacyjną z większą anteną śledzącą, zabudowaną w ruchomym stożku. Dajnik ciśnienia dynamicznego, pozbawiony skrzydełek urządzenia sygnalizującego kąt ślizgu, został przeniesiony z dolnej, przedniej części kadłuba na górną. Pogrubiona została też owiewka na grzbiecie kadłuba w części leżącej za kabiną pilota. Zrezygnowano ze stałego uzbrojenia, a w jego miejscu umieszczone zostały dwa dodatkowe, płytowe hamulce aerodynamiczne.

Następne serie otrzymały, przejęty ze zmodyfikowanej wersji MiG-21F, statecznik pionowy. Między nim a zakończeniem kadłuba umieszczony został zasobnik ze spadochronem hamującym o powierzchni czaszy równej 16 m<sup>2</sup>. Płatowiec otrzymał nowszą wersję silnika z regulowanym przekrojem dyszy wylotowej.

W wersji noszącej oznaczenie MiG-21 PFM (rys. 17) zmieniono m.in. osłonę kabiny i sposób jej otwierania. Nowa osłona została podzielona na dwie części, przednią stałą, tzw. wiatrochron i znajdującą się za nią część otwieraną. Przy MiG-21F i PF kabina była otwierana przez uniesienie jej do góry i w kierunku lotu, w PFM przez odchylenie na bok. Owiewka na grzbiecie kadłuba została pogrubiona na całej swojej długości od kabiny do statecznika pionowego. Zmieniony został obrys usterzenia kierunku z równoczesnym zwiększeniem jego powierzchni. Na dajniku ciśnienia przywrócone zostały skrzydełka urządzenia służącego do sygnalizacji kąta ślizgu.

MiG-21 M (rys. 7) i dalsze wersje rozwojowe tego samolotu modernizowane były głównie w celu zwiększenia zasięgu, wzrostu prędkości maksymalnej oraz możliwości jeszcze bardziej uniwersalnego zastosowania. Zwiększenie zasięgu uzyskano dzięki możliwości podwieszania, zamiast jednego zbiornika dodatkowego podkadłubowego dwóch takich zbiorników pod skrzydłami. Po opróżnieniu lub w sytuacjach awaryjnych zbiorniki mogą zostać odrzucone.

Otwierana część osłony kabiny otrzymała wsteczny peryskop do obserwacji przestrzeni za tyłem, poza samolotem. Ilość punktów podwieszenia uzbrojenia została zwiększona do pięciu.

W oparciu o seryjny płatowiec MiG-21 PFM zbudowany został samolot do prowadzenia rozpoznania powietrznego oznaczony MiG-21 R (rys. 15).

W miejscu dodatkowego zbiornika podkadłubowego umieszczony został zasobnik z kamerami fotograficznymi i innymi urządzeniami rozpoznawczymi. Zwiększono też ilość wyposażenia elektronicznego rozlokowanego we wnętrzu kadłuba. Płytowe usterzenie wysokości zostało zaopatrzone na końcach w dodatkowe masy przeciwlatterowe.

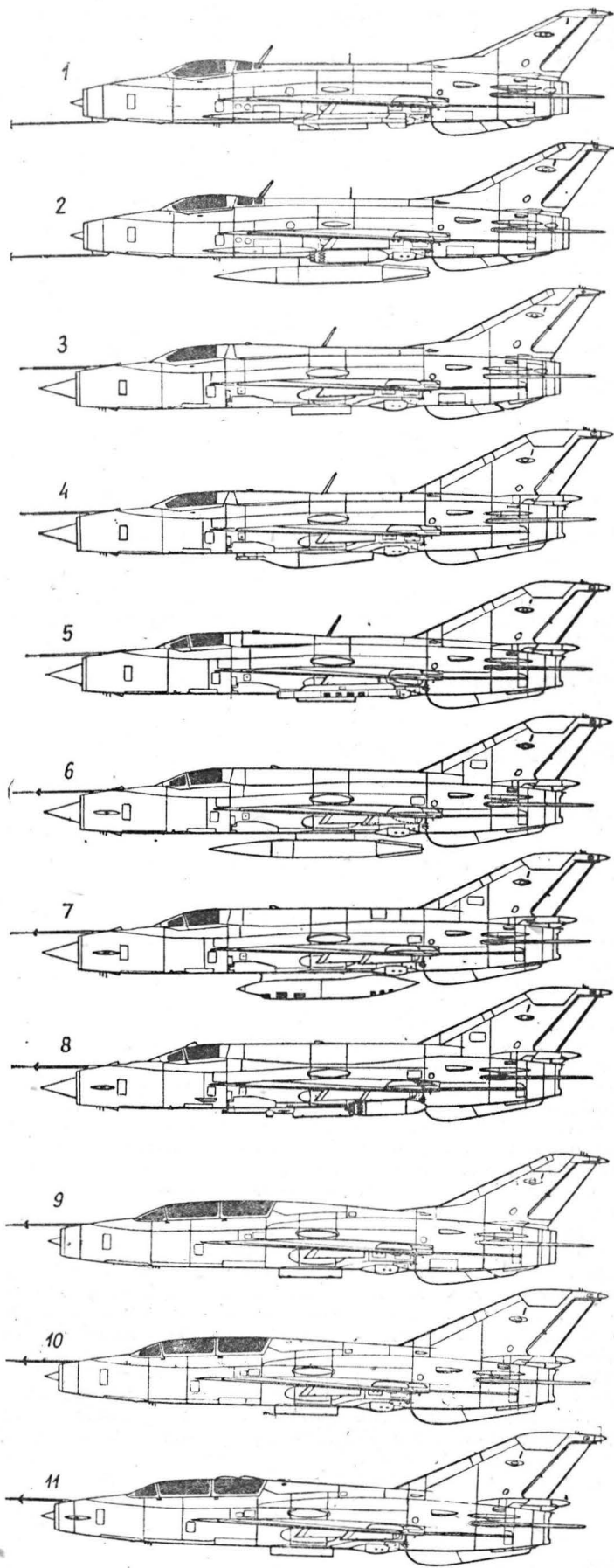
Równocześnie z wersjami jednomiejscowymi budowane były dwumiejscowe wersje samolotu, przeznaczone do szkolenia pilotów. Fotele ustawione były w tandem, pierwszy był fotelem pilota, drugi instruktora. Układ sterowniczy zdwojony. Samoloty te bazowane były na seryjnych MiG-21F, -PF i -M (rys. 6).

W Indiach MiGi-21, w wersjach F i M produkowane były w oparciu o umowę licencyjną. Samolot MiG-21 był eksportowany do ponad 30 krajów w Azji, Europie, Afryce oraz Ameryce Południowej i Środkowej.

Oprócz wymienionych typów podstawowych istniały jeszcze, zbudowane w oparciu o seryjne samoloty MiG-21, wersje doświadczalne i specjalnego przeznaczenia.

Na uwagę zasługują tu MiG-21F i MiG-21 PFM z umieszczonymi pod kadłubem dodatkowymi rakietami startującymi (rys. 13), które ułatwiały start i skracały rozbieg na lotniskach o krótkich pasach startowych lub o nawierzchni trawiastej.

Innym samolotem w tej grupie był, demonstrowany podczas pokazów w Domodedowo w 1967 r. przez pilota doświadczalnego Michaiła Komarowa, MiG-21 K.S.L. (krót-



Rys. 16. Rozwój samolotu MiG-21: 1÷4 — wzrost powierzchni usterzenia pionowego (MiG-21, MiG-21F, MiG-21PF); 1÷8 — zmiany sposobu otwierania osłony kabiny: 1÷4 — podnoszone do przodu w górę, 5÷8 — otwierane na bok (MiG-21PFM, MiG-21M); 1÷8 — zmiany umieszczenia spadochronu hamującego: 1÷3 — pod tyłem kadłuba, 4÷8 — u nasady steru kierunku; 1÷8 zmiany wyposażenia podwieszonego; 9÷11 — wersje treningowe MiG-21U

kiego startu i lądowania). Kadłub samolotu został wydłużony i poszerzony, co pozwoliło na zabudowanie w nim oprócz silnika napędowego dwóch dodatkowych silników nośnych a także dodatkowego hamulca aerodynamicznego na grzbiecie kadłuba. Hamulec ten spełniał jeszcze i inną rolę. Jego odchylenie do góry otwierało dodatkowo wlot powietrza do silników nośnych. W wyniku wprowadzenia tych zmian skrócony został znacznie rozbieg i dobieg samolotu.

Samolotem doświadczalnym o specjalnym przeznaczeniu był MiG-21 służący do badań aerodynamicznych kształtu płata, przewidziany do naddźwiękowego samolotu pasażerskiego Tu-144. Samolot, noszący oznaczenie A-144, otrzymał skrzydła o zwiększonej powierzchni nośnej przy równoczesnym usunięciu usterzenia poziomego, które tak jak i w Tu-144 zastąpione zostały sterolotkami. Dzięki tym samolotom jeszcze przed oblotem prototypu Tu-144 znana była charakterystyka jego płata nośnego. Samoloty A-144 towarzyszyły Tu-144 podczas jego pierwszego publicznego pokazu w locie.

Na wersjach rekordowych MiG-21, występujących pod oznaczeniami Je-33, Je-66, Je-66A i Je-76 ustanowiono dziewięć rekordów świata (rys. 3).

Na samolocie Je-33: pilotka Prochanowa 22 maja 1965 r. ustanowiła absolutny rekord wysokości w klasie kobiet wynikiem 24 336 m, a 23 czerwca tegoż roku — Zajcewa wynikiem 19 020 m ustanowiła rekord wysokości w locie poziomym.

Na samolocie Je-66 pilot Mosołow w dniu 31 października 1959 r. ustanowił rekord prędkości na odcinku pomiarowym 15÷25 km 672 m/s, zaś 16 września 1960 r. pilot Kokkinaki — rekord prędkości w obwodzie zamkniętym 100 km wynikiem 595 m/s.

Na Je-66A wyposażonym w silnik TRD R-37 o ciągu maksymalnym 60 kN (6000 kG) i dodatkowo w silnik rakietowy ZRD U-2 o ciągu 30 kN (3000 kG) pilot Masołow osiągnął wysokość 34 714 m (28.04.1961 r.). Rekord ten pobity został dopiero w roku 1973 przez samolot, zaprojektowany też w O.K.B., MiG, Je-266 (36 240 m).

Pozostałe cztery rekordy ustanowione zostały przez kobiety na Je-76 (rys. 7):

— prędkość w obwodzie zamkniętym 500 km wynikiem 570 m/s, pilotka Sołojowa w dniu 16 września 1966 r.,

— prędkość w obwodzie zamkniętym 2000 km wynikiem 250 m/s, pilotka Martowa, w dniu 11 października 1966 r.,

— ta sama pilotka w dniu 18 lutego 1967 r. ustanowiła rekord prędkości w obwodzie zamkniętym 100 km wynikiem 589 m/s,

— prędkość w obwodzie zamkniętym 1000 km, Zajcewa, 28 marca 1967 r. wynikiem 360 m/s.

Na przełomie lat 1959/1960 opracowano trzy samoloty, na których osiągnięto prędkość rzędu 815 m/s. Stanowiły one geometryczne powiększenie samolotu MiG-21.

Pierwszy, oznaczony Je-150 i jego ewolucja Je-152 A (rys. 9) były ciężkimi przechwytyjącymi samolotami myśliwskimi, zbudowanymi w układzie delty ustatecznionej. Kąt skoku trójkątnych skrzydeł wynosił 57°, usterzenie wysokości płytowe. Do napędu samolotu użyto dwóch, ułożonych obok siebie, silników R-37F o ciągu 59,5 kN (5950 kG) każdy, które pozwalały na rozwinięcie prędkości do 860 m/s oraz osiągnięcie pułapu ponad 30 000 m.

Następną z konstrukcji był rekordowy Je-166 (rys. 10), wyposażony w potężny silnik TRD P-166 o ciągu maksymalnym 150 kN (15 000 kG). Masa całkowita samolotu wynosiła 9000 kg. Je-166 był rekordzistą trzech zatwierdzonych przez F.A.I. rekordów świata.

## PROTOTYPY

### Dassault-Breguet Mirage 2000 ● Francja ●

#### Taktyczny samolot myśliwski o układzie delta na lata 80 i 90

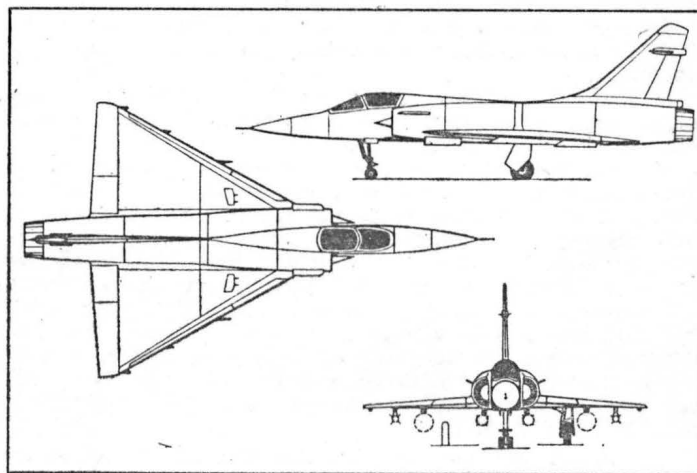
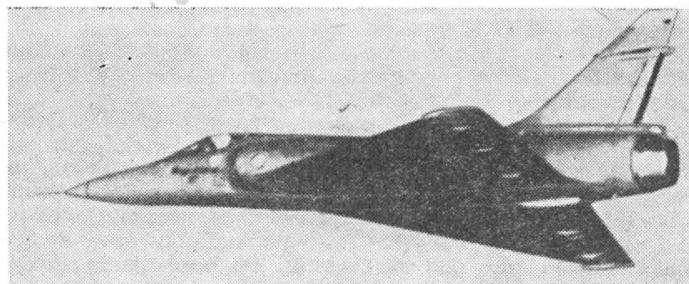
W październiku 1977 r. opuścił halę montażową firmy Dassault-Breguet pierwszy prototyp samolotu Mirage 2000, który od 1983 do 2000 r. ma stanowić trzon francuskiego taktycznego lotnictwa myśliwskiego.

Podstawową wersją samolotu ma być myśliwiec *air superiority*, tj. do zapewnienia przewagi w powietrzu. Ma on wejść do eksploatacji w 1983 r., przy czym spodziewane są zamówienia na ok. 200 samolotów. Natomiast od 1985 r. ma być produkowana również wersja szturmowa o dużym zasięgu do ataku i rozpoznania z małych wysokości lotu. Samoloty szturmowe — w ilości ok. 200 — będą prawdopodobnie uzbrojone w pociski powietrze-ziemia o średnim zasięgu z głowicą nuklearną.

Mirage 2000 może być uważany za wersję rozwojową samolotu Mirage III i F.1, przy czym zamiast silnika jedno-przepływowego SNECMA ATAR 9 zastosowano silnik dwu-przepływowy SNECMA M53 o stosunku natężeń przepływu 0,4, którego ciąg z dopalaniem jest o ok. 2000 daN większy — przy tej samej masie silnika. Prototypy (ma być ich pięć) będą napędzane silnikiem M53-2 o ciągu z dopalaniem 8336 daN. Produkcja wersji seryjnej silnika M53-5 o ciągu 8820 daN rozpocznie się w 1981 r. lub 1982 r., natomiast od 1985 r. będą produkowane silniki M53 o ciągu 9500 daN, przeznaczone do szturmowej wersji Mirage 2000.

Płat Mirage'a 2000 ma ok. 15% większą powierzchnię od powierzchni płata Mirage'a III. Zmieniające wygięcie profilu kłapy zajmują całą krawędź natarcia, zmniejszając prędkość podchodzenia do 278 km/h (Mirage III — 354 km/h). Wzdłuż pełnej rozpiętości skrzydeł rozmieszczone są stery wysokości, wykonane z tworzyw zbrojonych włóknem węglowym i borowym. Sterowanie odbywa się w sposób elektryczny (*fly-by-wire*), a układ ustateczniający otrzymuje sygnały z centralnego komputera.

W swej podstawowej wersji samolot będzie wyposażony w bezwładnościowy układ nawigacyjny, radar Dopplera Thomson — CSF/EMD o zasięgu ok. 100 km (i o dwukrotnie większej efektywności w porównaniu z radarem Cyrano IV Mirage'a F.1), urządzenie do kierowania ogniem przy użyciu centralnego komputera i in. Jego uzbrojenie będzie składać się z dwóch działek DEFA o kalibrze 30 mm oraz pocisków powietrze-powietrze: dwóch Matra Super 530 i dwóch Matra 550 Magic. Masa startowa samolotu ma wy-



nosić 9070 kg, co oznacza stosunek ciągu do masy startowej ok. 1, a prędkość maksymalna  $Ma = 2,30 \div 2,35$ . Z pełnym uzbrojeniem będzie on osiągał wysokość 15 000 m i prędkość  $Ma = 2$  w ciągu 4 min od chwili zwolnienia hamulców. Z dodatkowymi zbiornikami paliwa (1700 l) promień działania samolotu będzie wynosił 700 km, a czas patroloowania bojowego będzie dwukrotnie dłuższy od czasu patroloowania samolotu Mirage F.1.

Wersja szturmowa z 5000 kg uzbrojenia — na pięciu uchwytach pod kadłubem i czterech pod skrzydłami — będzie mogła startować z pasa o długości 1200 m i będzie mieć o 30% większy promień działania niż samolot Mirage III E.

W. K.

NOWACKI J.

#### **Technische Probleme der Aerospektrographie und ihre Anwendungsmöglichkeiten auf Grund der bisherigen Forschungsergebnisse**

In dem Beitrag wird die Anwendung der Aerospektrographie zur Untersuchung des Spektrumreflex-Faktors von Landschaftselementen sowie des spektralen Luft-Durchlassfaktors im fotografischen Bereich der elektromagnetischen Strahlung behandelt. Auf die Güte des Spektrogramms üben die Belichtungszeit, die Art des Filmmaterials sowie die chemische Bearbeitung ihren Einfluss aus.

ZUCHOWICZ K.

#### **Flugzeugbeleuchtung**

Im dem Beitrag werden die Entwicklungstendenzen der Lichtquellen sowie die Innen- und Aussen-Beleuchtungsmethoden von Flugzeugen erörtert.

SZCZECIŃSKI S., SZCZEPANIK R.

#### **Experimentelle Schätzungsmethode der Zirkulation von Voreintrittswirbeln.**

Im dem Aufsatz wird eine experimentelle Schätzungsmethode der Zirkulation von Voreintrittswirbeln mit Hilfe einfacher technischer Mittel dargestellt.

BEKIESIŃSKI R.

#### **Einige Probleme des Kraftstoffes für Turbinenflugmotore**

Die wachsenden Geschwindigkeiten der Flugzeuge und die dadurch steigende Erwärmung des Kraftstoffes in den Behältern fordert von den bisher verwendeten und den neu entwickelten Kraftstoffen für Düsentriebwerke eine erhöhte thermische Stabilität. Um dieser Forderung gerecht zu werden, beginnt die polnische ölverarbeitende Industrie mit der Herstellung eines neuen Kraftstoffes, der durch erhöhte Temperaturbeständigkeit gekennzeichnet ist.

JAROMINEK W., ŻMUDZIŃSKI Z.

#### **Elektroenergetische Knotenpunkte der Flugzeuge-Strukturen (I)**

In dem Beitrage werden die WES-Lösungen, dh. Lösungen der elektroenergetischen Knotenpunkte der Flugzeuge und die Möglichkeiten ihrer Anwendung in verschiedenen Typen von Flugzeugen beschrieben.

WAŚKOWSKI W.

#### **Aufgaben und Zukunft der Luftnahunterstützungs-Flugzeugversion (I)**

Im ersten Teil des Aufsatzes werden die Ursachen des ständigen Bedarfs an Schulungsflugzeugen mit Düsenantrieb sowie ihre Abarten für taktische Unterstützung behandelt. Ausserdem werden ihre Charakteristik, Leistungen und die fünf militärische Zwecke geforderte Ausrüstung sowie die Herstellung und Verbreitung auf der Welt der I. Generation dieser Flugzeugklasse angegeben.

AUGUSTYNOWICZ M.

#### **Automatische Fernschreibzentrale KLB-5 im Flughafen Warszawa-Okecie**

Seit Februar dieses Jahres befindet sich im Flughafen Warszawa-Okecie eine neue automatische Fernschreibzentrale KLB-5 in Betrieb. Die Arbeitsweise der Zentrale, die hinsichtlich der Zusammenarbeit mit den französischen Computern Mitra-15 entworfen wurde, die Organisation und die Möglichkeiten des KLB-5-Systems werden in dem Beitrag behandelt.

TOMASZEK H.

#### **Der Verschleiss des Flugzeugreifens als Beispiel zur Beurteilung der Betriebssicherheit einer gewissen Klasse von Teilen**

In dem Beitrag wird eine Methode zur Ermittlung der Betriebssicherheit auf Grund der Verschleissdaten von Teilen angegeben.

NOWACKI J.

**Аэроспектрография — технические проблемы для исследования и возможности её применения, на основе проверенных исследований**

Указано применение аэроспектрографии для исследования спектрального коэффициента отражения элементов пейзажа и спектрального коэффициента прозрачности атмосферы в фотографическом диапазоне электромагнитного излучения. Влияние условий эксплуатации типа фотографической пленки и фотографической обработки на качество спектрограммы.

ŻUCHOWICZ K.

**Освещение самолета**

Указаны тенденции развития источников света и способов внутреннего и наружного освещения самолета.

SZCZECIŃSKI S., SZCZEPANIK R.

**Экспериментальный метод оценки циркуляции вихря перед воздухозаборником**

В статье описан экспериментальный метод оценки вихря перед воздухозаборником требующий очень простых технических средств.

BEKIESIŃSKI R.

**Некоторые проблемы связанные с топливами для авиационных газотурбинных двигателей**

В связи с увеличивающимися скоростями самолетов и связанных с этим ростом нагрева топлива в баках, необходимой становится модернизация применяющихся и разработка новых топлив для повышения их термической устойчивости. Польская промышленность приступает к выпуску нового топлива с повышенной стойкостью против нагреву.

JAROMINEK W., ŻMUDZIŃSKI Z.

**Электроэнергетические узлы самолетов — Структуры (I)**

В статье указываются конструкции электроэнергетических узлов самолетов и возможности их применения в отдельных типах самолетов.

WASKOWSKI W.

**Задачи и развитие штурмовых вариантов учебно-тренировочных самолетов (I)**

В первой части статьи указаны причины постоянного роста спроса на реактивные учебно-тренировочные самолеты и их тактические (штурмовые) варианты. Приводятся данные, летные характеристики и оборудование, требуемые заказчиками, а также производство и размещение в мире I генерации самолетов этого класса.

AUGUSTYNOWICZ M.

**Автоматическая телеграфная станция KL-B-5 в аэропорту Варшава-Окенце**

Описана работающая с февраля т.г. в аэропорту Варшава-Окенце автоматическая телеграфная станция KL-B-5 спроектированная на основе компонентов Митра — 15 производимые во Франции. Указана организация системы KL-B-5 и ее возможности.

TOMASZEK H.

**Оценка надежности определенного класса элементов на примере износа авиационной покрышки**

В статье указан метод определения надежности элементов при использовании для этого данных о износе в пределах эксплуатационной пригодности.

**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 28, 00-958 Warszawa, konto PKO nr 1531-71 w terminach obowiązujących dla prenumeraty krajowej.

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

Cena prenumeraty krajowej:

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



### Zebrań plenarne Zarządu Sekcji Lotniczej w Świdniku

20 kwietnia odbyło się w siedzibie Lubelskiego Oddziału Sekcji Lotniczej SIMP w Świdniku plenarne zebranie Zarządu Sekcji Lotniczej ZG SIMP. Na zebranie przybyło kilku przewodniczących ogniw Sekcji, członkowie Zarządu z Warszawy oraz licznicy: Simpownicy, członkowie wojewódzkiego Oddziału S.L.

Zebranie prowadził sekretarz Zarządu Sekcji Lotniczej ZG SIMP kol. W. Zaremba. Przybyłych powitał działacz Sekcji Lotniczej — od trzech kadencji — przewodniczący Oddziału kol. St. Trębacz, nadmieniając, że miejscowe lotnicze Koło SIMP powstało przed 26 laty, następnie omówił działalność Oddziału Sekcji Lotniczej SIMP w Lublinie.

Oddział ma wiele powodów do dumy ze swej działalności i osiągnięć w latach ubiegłych. Wymieńmy choćby liczne publikacje techniczne w prasie branżowej, liczne odczyty fachowe, zorganizowane specjalistyczne konferencje i narady (śmigłowcowa, klejenie metali, przetwórstwa tworzyw, agrolotnicza), współpracę z wyższymi uczelniami i Urzędem Patentowym, nawiązanie łączności Sekcyjnej z Kołami SIMP w Zamościu i Dęblinie oraz inne.

O działalności Oddziału pisaliśmy już w tej rubryce, obecnie uzupełniamy poprzednie informacje. Oddział skupia trzy Koła SIMP i intensywnie powiększa się (106 członków w 1976 r., 151 — w połowie 1978 r.). Współdziała w organizacji narady z odbiorcami usług agrolotniczych, przygotowuje konferencje na temat ultralekkich śmigłowców, współpracuje ze Stowarzyszeniem Inżynierów i Techników Komunikacji w związku z budową lokalnego lotniska. Członkowie Oddziału systematycznie realizują zadania wynikające z Uchwały Rady Ministrów z dn. 20.VI.1976 r. w sprawie rozwoju i doskonalenia działalności NOT. Z okazji 10-lecia Ośrodka Badawczo-Rozwojowego przy WSK w Świdniku członkowie Oddziału Sekcji Lotniczej opracują odpowiednią monografię oraz zorganizują akcję odczytową i okolicznościową wystawę.

Za ceną działalność w Sekcji Lotniczej wielu członków otrzymało honorowe odznaczenia SIMP w postaci złotych i srebrnych odznak, dyplomów, medali pamiątkowych oraz nagród książkowych.

Kol. W. Wójcik omówił działalność Oddziału Sekcji Lotniczej SIMP w Warszawie w ubiegłym roku oraz zamierzenia na

przyszłość. Znamienne dla tego Oddziału jest praca wśród młodzieży (w pierwszym rzędzie wśród studentów Politechniki Warszawskiej) oraz organizacja interesujących wycieczek technicznych, dostępnych dla członków wszystkich dziewięciu Kół Oddziału Warszawskiego Sekcji Lotniczej. Kol. Wójcik zapowiedział zwiedzanie Centrum Naukowo-Produkcyjnego Samolotów Lekkich na Okęciu oraz ośrodka 1 Pułku Lotnictwa Myśliwskiego Warszawa.

Najmłodszym ogniwem Sekcji Lotniczej SIMP jest samodzielne Koło przy Instytucie Mechanizacji Rolnictwa Akademii Rolniczej w Szczecinie. Inicjator jego powstania i pierwszy przewodniczący kol. doc. dr M. Michalski zapoznał uczestników z dotychczasowymi osiągnięciami, wśród których wymienił nawiązanie licznych kontaktów z naukowymi ośrodkami NRD w zakresie agrolotnictwa.

Zgodnie z przyjętym porządkiem dziennym spotkania — kol. Zaremba omówił najcenniejsze i najciekawsze fragmenty działalności wszystkich ogniw Sekcji Lotniczej SIMP łącznie z Sekcją Główną w Warszawie. Poinformował również o ważniejszych, bieżących pracach tej ostatniej: przy organizacji konferencji nt. sprzętu dla lotnictwa sportowego oraz sympozjum historycznego (w dalszej perspektywie: konferencji nt. szkolenia kadr lotniczych), w sprawie poprawy jakości za pomocą bodźców i stworzenia lotniczego zespołu problemowego w Komitecie transportu NOT, działalności rzeczoznawców i uczenia nazwisk zasłużonych lotników (w nazwach ulic i w kartotece Muzeum Techniki). Na zakończenie kol. sekretarz poinformował o wnioskach z III konferencji: Aktualne problemy polskiego lotnictwa, zorganizowanej przez Sekcje Lotnicze SITK i SIMP w Warszawie w dniu 10 kwietnia br.

Z kolei odbyła się miła uroczystość wręczenia przedstawicielom Zarządu Sekcji Lotniczej Zarządu Głównego SIMP — przez wiceprzewodniczącego Koła SIMP kol. Łuczynskiego — pamiątkowego Medalu z okazji jubileusza 25-lecia Koła Zakładowego SIMP w Wytwórnicy Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Świdnik wraz z dyplomem oraz okolicznościowym proporczykiem.

Uczestnicy zebrania kol. kol. Kosiół, Wójcik, Stankiewicz, Pietrucha, Goloś, Burczal, Orczykowski, Zaremba — w dyskusji nad sprawozdaniami — przemawiali kilka razy i poruszyli m.in. następujące tematy i zagadnienia:

— rzeczoznawcy SIMP wykonują eksperty-

zy — faktycznie — na polecenie służbowe, — do Oddziału SL w Lublinie nie nadesłano zaproszeń na konferencję w dniu 10.IV.,

— należy wykorzystać doświadczenia w zakresie eksploatacji, które ma ITWL (problem niezawodności, diagnostyka),

— można stwierdzić, że problemy lotnicze od 5 i 10 lat mało się zmieniają, stąd wnioski, że nie są załatwiane,

— należy brać przykład z WSK w Świdniku, której działalność jest popularna i widoczna w całym kraju,

— zakład w Świdniku przekazał Politechnice Warszawskiej plany i dokumentację dotyczące śmigłowca; należy wpłynąć na inne przedsiębiorstwa, aby również zebrały i przekazały Politechnice pomoce dydaktyczne,

— podnieść prestiż zawodowy inżynierów lotników,

— przed zorganizowaniem konferencji nt. szkolenia kadr lotniczych, należy zebrać materiały świadczące o ich faktycznym wykorzystaniu,

— jako wykładowcy na uczelniach powinni być angażowani specjaliści z przemysłu,

— należy podjąć decyzje w sprawie właściwego postawienia średniego szkolnictwa lotniczego.

Spotkanie w Świdniku było dobrze przygotowane przez Kolegów z Oddziału Lubelskiego Sekcji Lotniczej SIMP: wszystkie ogniw Sekcji otrzymały zawiadomienie o zebraniu, uczestnicy mieli do dyspozycji estetyczne notatniki i wiele miłych pamiątek. Na zakończenie spotkania goście zapoznali się z produkcją śmigłowców.

### Konferencja nt. sprzętu lotniczego

Jak już informowaliśmy, w październiku br. odbędzie się dwudniowa konferencja naukowo-techniczna pt. Sprzęt dla lotnictwa sportowego i szkolenia. Konferencja, organizowana przez Sekcje Lotnicze SIMP i SITK, ma na celu omówienie najnowszych kierunków w budowie sprzętu lotniczego dla celów szkoleniowych i wycieczek sportowych. Krytyczna analiza wymagań zgłaszanych przez użytkowników w powiązaniu ze stosowanymi dziś rozwiązaniami konstrukcyjnymi i ogólnymi kierunkami rozwoju powinna doprowadzić do wniosków, których realizacja zapewni bardziej prawidłowy przebieg szkolenia pilotów oraz sprzęt lotniczy o dużej niezawodności i żywotności oraz ekonomiczności.

Konferencja odbędzie się w Warszawie. Przewidziany jest także udział gości zagranicznych.

### Konferencja nt. przepływowych maszyn wirnikowych

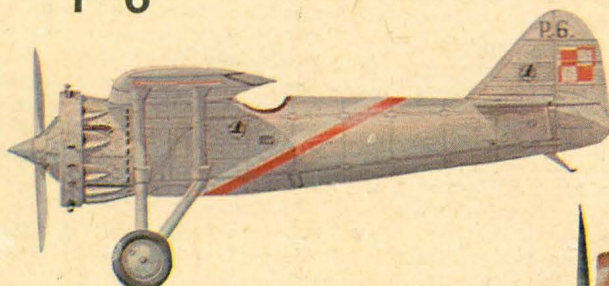
Staraniem Politechniki Rzeszowskiej i Oddziału Wojewódzkiego SIMP w Rzeszowie w dniach 13 i 14 listopada br. odbędzie się kolejna konferencja nt. technologii przepływowych maszyn wirnikowych. Na konferencję zgłoszono 70 referatów i komunikatów, których treść daje przegląd aktualnej wiedzy w tej dziedzinie. Koszt uczestnictwa wyniesie 1950 zł. Informacje szczegółowe można uzyskać w Oddziale Wojewódzkim SIMP w Rzeszowie: ul. Kopernika 1, 35-959 Rzeszów, tel. 328-91 wewn. 66.

# SAMOLOTY MYŚLIWSKIE PZL

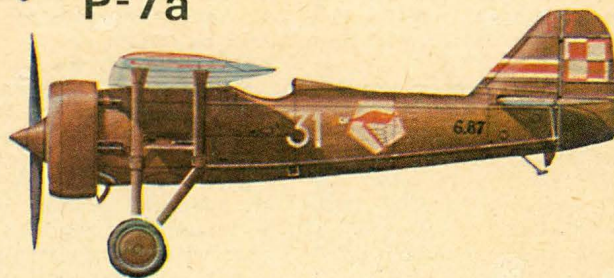
P-1



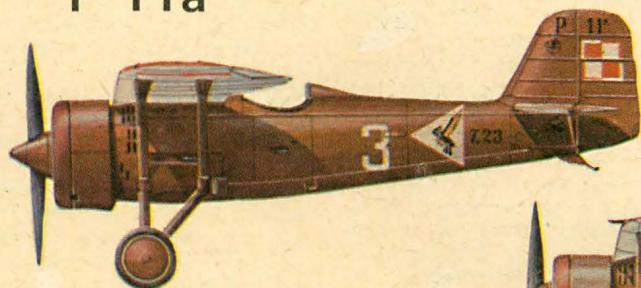
P-6



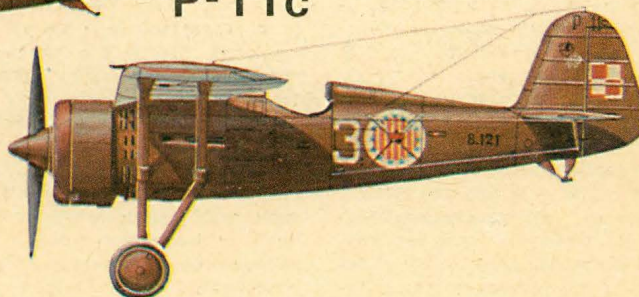
P-7a



P-11a



P-11c



P-11f



P-24F

