

**technika  
lotnicza  
i astronautyczna**

**9**  
1970

Ogniwa naszej Sekcji zgłosiły do Zarządu Głównego SIMP propozycje w sprawie zorganizowania w 1971 r. narad i konferencji naukowo-technicznych. Zwołanie konferencji zaplanowały zarządy oddziałów sekcji lotniczej w Bydgoszczy, Rzeszowie i Lublinie:

● w Słupsku (teren oddziału S.L. w Bydgoszczy) w I kwartale 1970 r. odbędzie się 3-dniowa konferencja specjalistyczna pt. *Problemy remontu sprzętu lotniczego w polowej sieci remontowej*; przewidziany udział 60 uczestników.

● w Mielcu (Oddział S.L. w Rzeszowie) w II kwartale 1971 r. zostanie zorganizowana 2-dniowa konferencja pt. *Problemy i zadania usług lotniczych w Polsce*; zaplanowano uczestnictwo 150 osób.

● Zakład Doświadczalny WSK w Świdniku (Oddział SL w Lublinie) zaplanował na rok przyszły konferencję śmigłowcową.

Zorganizowanie narad naukowo-technicznych w 1971 r. przewidziały oddziały Sekcji Lotniczej SIMP w Bydgoszczy i Rzeszowie.

W Bydgoszczy odbędą się następujące 2-dniowe narady:

● w II kwartale — pt. *Remont bieżący i polowy urządzeń radiolokacyjnych i automatyzacji* (z udziałem 45 uczestników)

● w III kwartale pt. *Problem eksploatacji sprzętu rakietowego* (udział 60 osób)

● w IV kwartale pn. *Nowości w technice rakietowej i astronautycznej* (150 uczestników).

W Rzeszowie — w pierwszym półroczu 1970 r. zostanie zorganizowana narada nt. *Badania drgań maszyn wirujących*.

Zarząd Sekcji Lotniczej wyraził uznanie i specjalne podziękowanie:

● Zarządowi Oddziału Sekcji w Bydgoszczy za podjęcie inicjatywy i włożony trud w opracowanie i wydanie

Wspomnień Seniorów Lotnictwa Ziemi Bydgoskiej z okazji Sympozjum Historycznego zorganizowanego dla uczczenia 50-lecia Polskiego Lotnictwa Wojskowego

● Zarządowi Oddziału Sekcji w Poznaniu za zorganizowanie atrakcyjnej uroczystości ogłoszenia wyników ubiegłorocznego konkursu na rysunek o tematyce lotniczej i astronautycznej, połączonej z wystawą prac, ekspozycją sprzętu lotniczego oraz koncertem.

Pracownicy Instytutu Lotnictwa — jako czytelnicy naszego miesięcznika — pragną zgłosić swoje uwagi i propozycje w sprawie tematyki i profilu czasopisma. W okresie jesiennym Zarząd Sekcji Lotniczej SIMP zwoła zebranie poświęcone wymienionym zagadnieniom, z tym że uprzednio przeprowadzone zostaną merytoryczne dyskusje w fachowych zespołach Instytutu Lotnictwa.

W związku z prowadzonymi wstępnie pracami przed VI Kongresem Techników Polskich — Zarząd Sekcji Lotniczej SIMP zgłosił propozycję noweli Uchwał Rady Ministrów Nr 58 z dnia 9 lutego 1961 r. (Monitor Polski Nr 15/1961) i Nr 29 z dnia 1 lutego 1966 r. (MP Nr 4/1966) dotyczących działalności NOT.

Zarząd postuluje wydanie nowej zuniifikowanej uchwały Rady Ministrów, która (niezależnie od pięcioletnich planów gospodarczych) swymi postanowieniami unormuje:

● zakres działania NOT i oddziaływania tego zreszenia na gospodarkę ogólnonarodową

● formy współdziałania poszczególnych szczebli stowarzyszeń naukowo-technicznych NOT (aż do kół włącznie) z odpowiednimi szczeblami organów administracyjnych i państwowych

● wzajemne zobowiązanie odpowiednich szczebli NOT i organów państwowych. Równocześnie Zarząd Sekcji Lotniczej zgłosił konkretne zmiany szeregu obowiązujących przepisów normatywnych.

O locie „Sojuza”9 pisze dr inż. A. Marks. Lot ten miał za zadanie badania biomechaniczne astronautów, badania przydatności różnych urządzeń technicznych statku, doświadczenia nawigacyjne oraz liczne i różnorodne badania użytkowe, których celem jest dalsze opracowywanie i udokonalenie metod prowadzenia ich oraz uzyskania bezpośrednich korzyści dla gospodarki narodowej.

W następnym artykule dr inż. A. Marks omawia wyniki badań próbek z Księżyca, dostarczonych przez wyprawę „Apollo”11. Wynika z nich, że wiek Księżyca przekracza 4,5 mld lat, a w jego skorupie, podobnie jak na Ziemi, w największych ilościach występuje dwutlenek krzemu; dużo jest poza tym pierwiastków ziem rzadkich; tytanu i gazów szlachetnych, a mało węgla. Obok minerałów typu ziemskiego wykryto w gruncie księżycowym trzy minerały zupełnie nowe. Ponadto wykryto istnienie szczątkowego magnetyzmu oraz niewielkich ilości związków organicznych. Nie wykryto natomiast śladów organizmów żywych i wody. W artykule *Układ sterowania radiotelegrafu silnika w uprzęptwowym mgr inż. E. Węgrzyn opisuje działanie najważniejszych zespołów silnika D-30: urządzenie regulacji wydatku paliwa NR-30, regulatora odśrodkowego CR-1W służącego do ograniczania prędkości obrotowej zespołu niskiego ciśnienia silnika i regulatora odśrodkowego CR-2W sterującego zaworami upustu i poboru powietrza oraz łopatkami kierownicy wlotowej sprężarki wysokiego ciśnienia.*

W drugiej części artykułu *Spór o samolot sportowy mgr inż. S. Orczykowski analizuje aktualny stan rozwiązań konstrukcyjnych samolotów szkolno-treningowych, stara się odpowiedzieć na pytanie: jaki powinien być polski samolot sportowy? Przedstawiony program pokrywa się z tendencjami światowymi. W dalszym ciągu autor zwraca uwagę, że w kraju istnieje dobra i dostatecznie nowoczesna konstrukcja samolotu szkolnego M-4 „Tarpan”, powołując się przy tym na opinie specjalistów z APRL i innych. Wznowienie prac nad samolotem „Tarpan”M-4 mogłoby w krótkim czasie przynieść bardzo poważne efekty techniczne przy niewielkich nakładach ekonomicznych. Zwraca również uwagę, że nie rozwiązano dotąd problemu dobrego silnika dla prototypu, a bez rozstrzygnięcia zagadnienia napędu nie rozwiąże się problemu samolotu. Na zakończenie autor podaje, że punktem wyjścia do podjęcia produkcji powinno być ustalenie jak najbardziej zbliżonej do rzeczywistości wielkości produkcji w aspekcie ekonomicznym.*

Inż. Feliks Borodzik omawia lotnictwo gospodarcze Związku Radzieckiego. Na wstępie artykułu podaje historię powstania lotnictwa gospodarczego, następnie omawia zakres prowadzonych prac i kierunki rozwoju, niektóre zagadnienia organizacyjne, sprzęt agrolotniczy stosowany do prac w lotnictwie gospodarczym.

W następnym artykule dr B. Dostatni omawia znaczenie gospodarcze lotniczego szlaku syberyjskiego, zwraca uwagę, że uruchomienie tego szlaku otwiera nowy układ sieci lotniczej na świecie.

Na przykładzie samolotu Il-18 sposób postępowania z uszkodzonym pokryciem współczesnego samolotu komunikacyjnego, wyposażonego w ciśnieniową kabinę pasażerską, omawia inż. T. Wanat.

O metodach odladzania współczesnych samolotów transportowych pisze inż. J. Wyganowski. W artykule omawia metodę odladzania przy użyciu cieczy i przedstawia sposób, w jaki PLL „Lot” uzyskały odpowiednią ciecz. Omawia również sprzęt do odladzania samolotów i podaje przyjęte przez PLL „Lot” rozwiązanie tego problemu.

▼ Jak wiadomo, w sporcie lotniczym wprowadzony został system ligowy. Sprawdzianem pracy szybowników-juniorów są — w randze II ligi — I Szybowcowe Zawody Kadry Juniorów (zaplanowane na sierpień bieżącego roku w Lesznie Wlkp.). Zgodnie z regulaminem II ligi najlepsi juniorzy awansują do przyszłorocznych mistrzostw Polski. II liga samolotowa zadebiutowała dobrze w Lublinie na V Zimowych Zawodach Samolotowych. Również w randze II ligi samolotowej znajdują się w bieżącym roku:

IX Rajd Dziennikarzy i Pilotów; XVII Lot Południowo-Zachodniej Polski oraz I Samolotowe Zawody Kadry Juniorów.

▼ Państwowa Lotnicza Komisja Egzaminacyjna Ministerstwa Komunikacji na sesji wyjazdowej w Centrum Szybowcowym w Lesznie Wlkp. poddała egzaminom kandydatów na: pilota samolotowego turystycznego, pilota szybowcowego, skoczka spadochronowego, instruktora szybowcowego i samolotowego II klasy oraz radiotelefonisty pokładowego.

▼ Ostatnio w Dowództwie Wojsk Obrony Powietrznej Kraju odbyła się narada przewodniczących kół wojskowych NOT oraz kierowniczej kadry technicznej Wojsk OPK. Podczas narady dokonano podsumowania dotychczasowej pracy działających w jednostkach stowarzyszeń naukowo-technicznych.

▼ „Motoimport” uzyskał w 1969 r. z eksportu naszych usług agrolotniczych ok. 1 mln 400 tys. dolarów. Polscy piloci lotnictwa gospodarczego pracowali m.in. w Sudanie i Zjednoczonej Republice Arabskiej. Możliwości eksportu w tym zakresie są znacznie większe.

## KRONIKA

▼ W bieżącym roku minęło 25 lat od chwili, gdy rozkazem dowódcy Lotnictwa Wojska Polskiego powołano do życia redakcję czasopisma lotniczego, któremu — w nawiązaniu do tradycji przedwojennej — nadano tytuł „SKRZYDLATA POLSKA”.

A więc czterdziestolatek — interesujący i sympatyczny periodyk lotniczy — obchodził swoje jubileuszowe urodziny w PRL.

My — jak zawsze — spóźniamy się z życzeniami. Jednak nie rezygnujemy z nich z tak blącego powodu i w serdecznej formie życzymy:

— Tygodnikowi — zadowolonych czytelników i powiększenia nakładu bez cierpień papierowych,

— Kolegium Redakcyjnemu przyznania przez „Technikę Lotniczą i Astronautyczną” — *Lazurowych Skrzydeł*.

▼ Odbyło się spotkanie nowego kierownictwa Aeroklubu PRL z dziennikarzami. Prezes APRL, gen. bryg. nawigator Władysław Jagiełło przedstawił dorobek Aeroklubu i plany na przyszłość, zwróciła zaś kierunki działania na rok bieżący, który otwiera drugie półwiecze polskiego lotnictwa sportowego.

Poza szybownikami: Kępka, Wróblewskim i Makulą biorącymi udział w mistrzostwach świata w Stanach Zjednoczonych AP — polscy akrobaci samolotowi startują na mistrzostwach w Anglii, zaś spadochroniarze — w Jugosławii.

Ponadto nasi lotnicy walczą na zawodach międzynarodowych, m.in. skoczko- wie na Węgrzech, a szybownicy w Rumunii.

# technika lotnicza i astronautyczna

MIESIĘCZNIK  
SEKCJI LOTNICZEJ  
STOWARZYSZENIA INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW  
MECHANIKÓW POLSKICH

XXV

WRZESIEŃ

Zeszyt 9

**Adres Redakcji:** Warszawa, ul. Czackiego 3/5,  
tel. 27-01-75

**Wydawca:** Wydawnictwa Czasopism Technicznych  
NOT, Warszawa, ul. Czackiego 3/5.

## SPIS TREŚCI

	Str.
Wspólne cele — wspólne działanie . . . . .	1
M. Mielczarska: Korzyści z badań kosmicznych . . . . .	2
W. Kordziński: Kierunki i perspektywy rozwoju silników odrzutowych o ciągu do 2000 kG . . . . .	6
S. Orczykowski: Spór o samolot sportowy . . . . .	10
D. Kujańska: Rozwój transportu lotniczego . . . . .	15
M. Zieliński: Układy stabilizacji częstotliwości sto- sowane w przetwornicach lotniczych . . . . .	17
J. Tokarczyk: Zastosowanie aparatury pomiarowo- -kontrolnej w eksploatacji obiektów technicznych MYŚLI I WYPOWYIEDZI O PRZEMYSLE LOT- NICZYM — Z. . . . .	22
T. Rajpert: Określanie hałasów lotniczych w jed- nostkach PNdB w świetle wymagań RWPG oraz ISO dotyczących ochrony przeciwdźwiękowej po- mieszczeń w budynkach . . . . .	23
Samolot na linie lokalne Swearingen „Metro” — W. K. . . . .	28
Nowe sposoby amortyzacji uderów — A. G. . . . .	29
NOWOŚCI TECHNICZNE . . . . .	30
SYLWETKI POLSKICH KONSTRUKTORÓW LOTNICZYCH ANTONI KOCJAN (1902—44) — J. Kędziński . . . . .	33
TRYBUNA LOTNIKÓW Przedkongresowa narada w WSK Mielec — S. Orczykowski . . . . .	35
Porozumienie o współpracy . . . . .	36
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZEJ SIMP . . . . .	II okł.
KRONIKA . . . . .	II okł.
LOTNICZE PRZEDSIĘBIORSTWA ŚWIATA Transport lotniczy NRD . . . . .	IV okł.



WYDAWNICTWA  
CZASOPISM  
TECHNICZNYCH NOT  
Warszawa  
Czackiego 3/5

**Redaktor naczelny:**  
mgr inż. Stefan Sulikowski  
**Sekretarz redakcji:**  
M. Klara Szurmak  
**Redaktorzy działów:**  
dr B. Dostatni, mgr inż. A. Gołędzi-  
nowski, mgr inż. A. Hadrawa, mgr  
inż. W. Kordziński, mgr inż. S. Las-  
sota, inż. K. Szumielewicz, mgr inż.  
W. Zaremba  
**Rada Programowa:**  
Prof. dr inż. W. Fiszdón, dr inż. H.  
Grzegorzczak, mgr inż. E. Kołodziński,  
mgr M. Kowleski, red. Jerzy R. Ko-  
niecny, mgr inż. J. Kucharski, mgr  
inż. A. Lewkowicz, prof. mgr inż. H.  
Muster, mgr inż. W. Nowakowski, mgr  
inż. W. Pietrzak, gen. dyw. pil. J.  
Raczkowski, mgr inż. M. Sikorski,  
mgr inż. S. Sulikowski, prof. dr  
I. Tarski, mgr inż. W. Wilanowski.

Zakład Kolportażu WCT NOT, Warszawa, Mazowiecka 12,  
tel. 26-80-16

Wrocławska Drukarnia Dzielowa. Zam. 694/C — C-2.  
Nakład 1750 egz. Papier druk. sat. kl. IV, 70 g, 60 × 86.

Cena pojedynczego egz. zł 12.— Prenumerata roczna zł 144.—

INDEKS 38006

**Что дают народному хозяйству космические исследования**

В статье автор указывает на пользу, вытекающую из использования для народного хозяйства, материалов и разработанных технологий, предназначенных для космических целей. Кроме того автор указывает дальнейшие пути и направления практического использования космического пространства.

KORDZIŃSKI W.

621.45.001.6:614.8

**Пути и перспективы развития турбореактивных двигателей с силой тяги до 2000 кг**

Наряду с турбореактивными двигателями с силой тяги 20 000 кг и даже 40 000 кг находят большой спрос турбореактивные двигатели с силой тяги, не превышающей 2 000 кг. Эти двигатели чаще всего применяются на тренировочных самолетах, самолетах типа COIN, легких истребителях и служебных самолетах. Следует полагать, что и в будущем эти двигатели не потеряют своего значения. В статье рассматриваются предусмотряемые пути развития двигателей этого класса.

ORCZYKOWSKI S.

629.7:797.5

**Спор о спортивном самолете**

Сложная ситуация, имеющая место уже в течении нескольких лет в ПНР, связанная с недостатком авиационного оборудования, побуждает деятелей польской спортивной авиации к оживленной дискуссии и поиском путей выхода из сложившегося положения. Однако в этой дискуссии не принимают участия люди, тесно связанные с промышленностью. Нейтральное отношение нашей авиационной промышленности к проблематике спортивного самолета ухудшает и так сложное положение аэроклубов ПНР. Статья, отвечающая на вопрос: „Умеем ли мы конструировать самолеты“, является одновременно попыткой формулирования программы, позволяющей решить в некоторой степени существующие трудности.

KUJAWSKA D.

656.7.001.6

**Развитие авиационного транспорта**

В статье рассматривается общее положение транспорта и участие авиации в транспортных перевозках. Рассмотрены расходы и доходы авиационного транспорта с точки зрения снижения удельных расходов и увеличения перевозимой товарной массы. Указываются пути и направления развития малых и средних авиакомпаний в связи с быстро поступающей модернизацией авиационного оборудования.

RAJPERT T.

656.7.053.7:534.83

**Определение авиационных шумов в единицах PNLB с точки зрения требований СЭВ и ISO. касающихся противозумовой охраны жилых помещений**

В статье рассматриваются правила ISO и СЭВ, касающиеся оценки шума и практическое применение этих правил на аэродромах. Кроме того в работе показаны расхождения между отдельными правилами и методами оценки, которые ведут к разным результатам при определении уровня действительного и допустимого шума.



# technika lotnicza i astronautyczna

MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH

## WSPÓLNE CELE-WSPÓLNE DZIAŁANIE



Od wielu już lat rodził się projekt który ostatnio uwieńczony został dokumentem.

Informujemy tu mianowicie o porozumieniu w zakresie współpracy — zawartym formalnie — pomiędzy zarządami sekcji lotniczych Stowarzyszeń Inżynierów i Techników Komunikacji i Mechaników Polskich.

Sięgnijmy pamięcią w dalszą i bliższą przeszłość...

Założony w roku 1928 przez prof. G. A. Mokrzyckiego, P. Borejszę i E. Rolanda Związek Polskich Inżynierów Lotniczych ZPIL — zrzeszał specjalistów wszelkich branż zaangażowanych w lotnictwie, a więc: tych, którzy konstruowali i budowali sprzęt latający, tych którzy tworzyli i obsługiwali przyziemie i tych wreszcie — którzy na codzień użytkowali samoloty.

W okresie powojennym tę lotniczą pracę społeczną kontynuują: Sekcja Lotnicza SIMP i Sekcja Główna Komunikacji Lotniczej SITK.

Wielokrotnie — w ciągu ubiegłych lat — wysiłki i działalność lotnicza Stowarzyszeń SIMP i SITK uzupełniały się lub nakładały. Obie sekcje stawiały sobie ambitne zadania utrzymania naszych wielkich TRADYCJI LOTNICZYCH, zachowania prestiżu POLSKIEGO LOTNICTWA i zapewnienia mu ROZWOJU, niezbędnego dla kraju i liczącego się w świecie.

Żeby dać przykłady pozytywnego współdziałania między sekcjami lotniczymi SIMP i SITK, wymienimy tu (poza współpracą „na codzień”) kilka imprez wspólnie przygotowanych:

- w czerwcu 1961 r. w Poznaniu i w czerwcu 1963 r. w Warszawie — *Konferencje Komunikacji Lotniczej*
- w październiku 1967 w Poznaniu — konferencja *Aktualne problemy polskiego lotnictwa*
- w maju 1969 r. w Warszawie — uroczystości 40-lecia Związku Polskich Inżynierów Lotniczych
- w grudniu 1969 r. w Poznaniu — konferencja pn. *Stan obecny i rozwój lotnictwa rolniczo-gospodarczego w PRL*
- w 1970 r. — narada pn. *Problemy szkolenia kadr lotniczych*
- w 1970 r. — wspólne prace przy organizacji konferencji mieleckiej pt. *Rola lotnictwa w gospodarce narodowej*.

Publikując na str. 36 tekst porozumienia o współpracy pomiędzy SIMP i SITK w dziedzinie lotnictwa — Kolegium Redakcyjne czasopisma składa obu sekcjom z tej okazji serdeczne powinszowania i życzenia pomyślnej realizacji ambitnych zamierzeń.

Oby to porozumienie było wstępem do rychłego powołania do życia ZRZESZENIA INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW LOTNICTWA w Polsce!

Artykuł omawia korzyści wynikające ze stosowania satelitów użytkowych, korzyści związane z ubocznym wykorzystaniem materiałów i technologii opracowanych do celów kosmicznych oraz nakreśla dalsze kierunki praktycznego wykorzystania przestrzeni kosmicznej.

# KORZYŚCI Z BADAŃ KOSMICZNYCH

W miarę rozwoju badań kosmicznych oprócz satelitów naukowych coraz częściej w kosmosie pojawiają się satelity użytkowe przeznaczone do wykonywania zadań praktycznych. Rozwój badań kosmicznych doprowadził również do rozwoju elektroniki, wyprodukowania dużej ilości wysokogatunkowych materiałów, opracowania nowych i udoskonalenia istniejących metod produkcyjnych oraz przyczynił się do znacznego rozszerzenia wiedzy w zakresie biologii i medycyny.

W celu ułatwienia wprowadzenia do użytku codziennego kosmicznych osiągnięć NASA zorganizowała specjalną komórkę naukową. Jej pracownicy mają za zadanie wskazywać osiągnięcia astronautyki, które mogą być używane w innych dziedzinach życia gospodarczego.

## Korzyści bezpośrednie

Pierwszy użytkowy satelita został umieszczony na orbicie Ziemi już w drugim roku Ery Kosmicznej. W roku 1960 na orbitach Ziemi znajdowało się ponad pięć takich satelitów. Obecnie istnieje już kilka działających systemów satelitów użytkowych przekazujących nieprzerwanie dane na Ziemię. Istnieją po dwa systemy satelitów telekomunikacyjnych i meteorologicznych oraz system satelitów geodezyjnych i system satelitów nawigacyjnych. Prowadzone są również intensywne prace przy budowie systemu satelitów rolniczych i geologicznych.

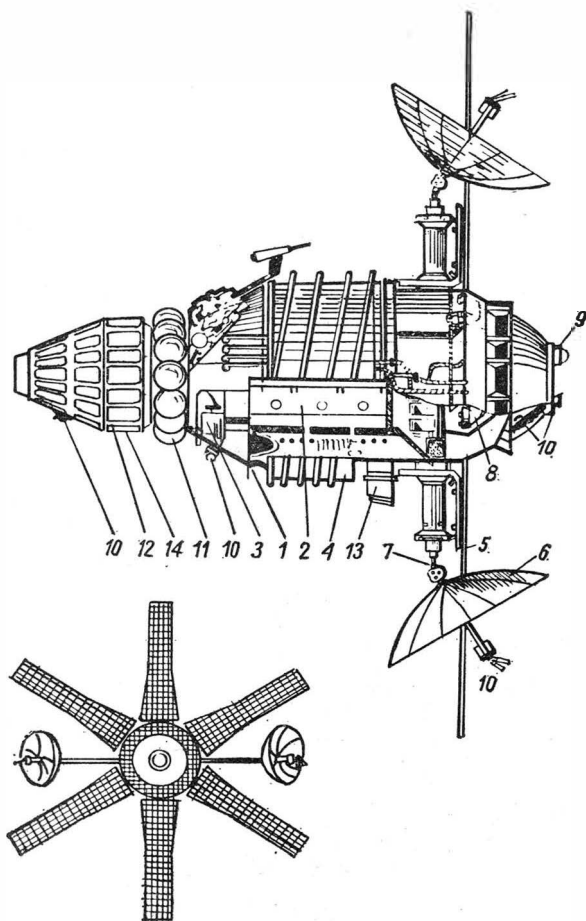
## Satelity telekomunikacyjne

W grudniu 1958 r. umieszczono na orbicie Ziemi prototyp satelity telekomunikacyjnego. Kilkunastokilogramowy amerykański satelita SCORE mógł odbierać z Ziemi i retransmitować wzmocnione sygnały głosowe. W dwa lata później umieszczono na orbicie pasywnego satelitę telekomunikacyjnego „Echo” 1. Satelita w kształcie balonu o średnicy ponad 30 m umożliwiał przekazywanie poprzez Atlantyk rozmów i obrazów telewizyjnych. Pierwsze programy telewizyjne były transmitowane przez aktywnego satelitę „Telstar” w lipcu 1962 r.

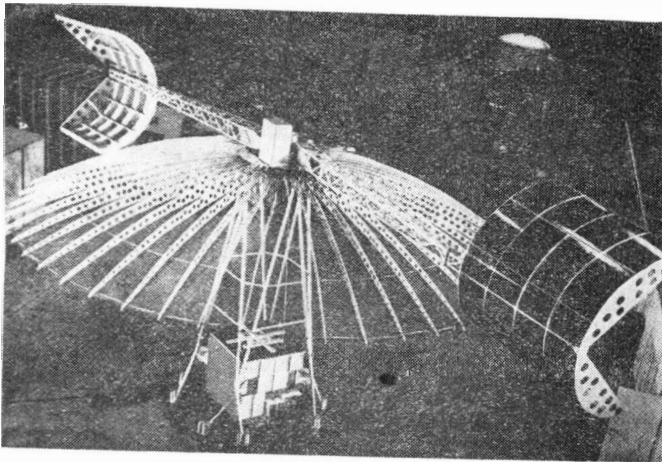
Przełomowym wydarzeniem było umieszczenie przez USA w lipcu 1963 r. na orbicie stacjonarnej pierwszego eksperymentalnego satelity „Syncom” 2, jednak dopiero w roku następnym satelita „Syncom” 3 umożliwił praktyczne długotrwałe połączenie satelitarne. Satelita ten wykorzystywany jest do dnia dzisiejszego w sieci rządowej USA.

Po wprowadzeniu udoskonaleń w 1965 r. uruchomiono prawie jednocześnie dwa systemy łączności satelitarnej. W roku tym Związek Radziecki umieścił na orbicie pierwszego satelitę z serii „Mołnia” 1, w USA wystrzelono natomiast pierwszego satelitę z serii Intelsat („Early Bird”) finansowanego przez międzynarodowe towarzystwo Intelsat.

W radzieckim systemie „Orbita” znajduje się obecnie trzynaście satelitów „Mołnia” 1. Satelity te umożliwia-



1. Radziecki satelita telekomunikacyjny „Mołnia” 1: 1 — korpus, 2 — komora aparatury radiowej, 3 — komora aparatury termoregulacyjnej, 4 — wymienniki ciepła układu termoregulacji, 5 — baterie słoneczne, 6 — antena retransmisyjna, 7 — napęd anteny, 8 — platforma giroskopowa, 9 — układ orientacji słonecznej, 10 — układ orientacji ziemskiej, 11 — zbiorniki gazu układu orientacji, 12 — silnik do korygowania orbity, 13 — radiometr, 14 — izolacja układu korekcyjnego



2. Prototyp satelity ATS-F z anteną paraboliczną o średnicy 10 m. Satelita ten ma umożliwić odbiór telewizyjnych programów oświatowych przez niewielkie stacje odbiorcze rozmieszczone na całym terytorium Indii

ją przekazywanie programów telewizyjnych i radiowych oraz tworzenie łączy telefonicznych, telegraficznych, fototelegraficznych i transmisji danych. Satelity „Molnia” umieszczone są na wydłużonych orbitach eliptycznych, nachylonych do równika pod kątem 65°, o apogeum dochodzącym do 40 000 km. Zapewnia to uzyskanie maksymalnego czasu wykorzystania satelity jako stacji przekaźnikowej podczas każdego okrążenia, przy stosunkowo niewielkich ruchach anten odbiorczych. Obecnie w ZSRR jest trzydzieści stacji naziemnych pracujących w systemie „Orbita”. Planowane jest zwiększenie ich liczby do stu.

W systemie Intelsat umieszczono dotychczas siedem satelitów na orbitach stacjonarnych. Pierwszy z serii satelitów Intelsat 1 został wyłączony ze służby w styczniu 1969 r. i pozostaje nadal na orbicie jako satelita zapasowy. Satelity z serii Intelsat 3 mają 1200 kanałów telefonicznych, które mogą być wykorzystane do przesyłania dwóch programów telewizji kolorowej. W systemie tym pracuje już ponad 50 stacji naziemnych, a planowana jest budowa dalszych 40 stacji. Satelity następnej serii, Intelsat 4, będą miały przepustowość 5–6 tys. kanałów telefonicznych lub 12 kanałów telewizyjnych.

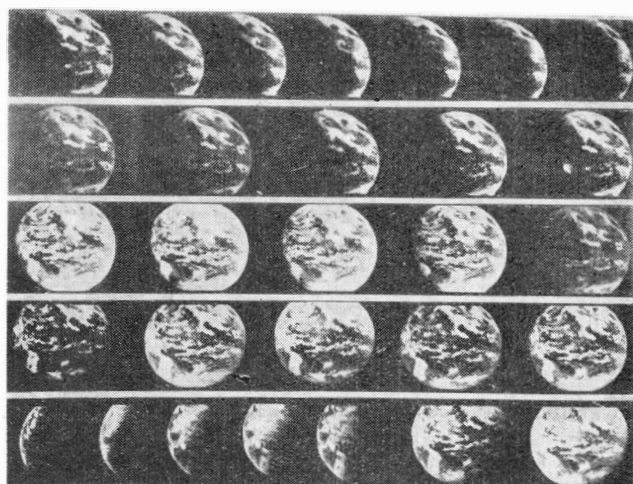
W 1972 r. Stany Zjednoczone umieszczą nad Oceanem Indyjskim doświadczalnego satelitę technicznego ATS-F, wyposażonego w antenę paraboliczną o średnicy 10 m. Satelita przekazywać będzie telewizyjne programy oświatowe na terytorium Indii. Programy te będą mogły być odbierane przez niewielkie stacje odbiorcze rozmieszczone na całym terytorium Indii.

W latach osiemdziesiątych przewiduje się umieszczenie na orbitach stacjonarnych satelitów transmitujących bezpośrednio programy radiowe i telewizyjne do indywidualnych abonentów rozmieszczonych na całym świecie.

#### Satelity meteorologiczne

Pierwsze satelity meteorologiczne, umieszczone na orbicie Ziemi przez USA już w 1960 r., pozwoliły na znaczne uściślenie prognoz pogody. Dzięki satelitom meteorologicznym stało się możliwe ciągłe obserwowanie stanu pogody na całej kuli ziemskiej, a szczególnie nad obszarami oceanów, które wywierają bardzo duży

wpływ na pogodę na kontynentach. Do 1965 r. umieszczano na orbitach Ziemi satelity typu „Tiros”. Doświadczenia zdobyte w tym programie pozwoliły na uruchomienie w 1966 r. pierwszego operacyjnego systemu satelitów meteorologicznych ESSA. Przekazują one telewizyjne obrazy powłoki chmur bezpośrednio do stacji odbiorczej, w chwili gdy satelita przelatuje nad stacją. Również w 1966 r. w Związku Radzieckim umieszczono na orbicie pierwszego satelitę meteorologicznego w systemie „Meteor”. Obecnie w systemie tym pracuje sześć satelitów z serii „Kosmos” oraz trzy satelity „Meteor”. W latach sześćdziesiątych przeprowadzono próby z satelitami doświadczalnymi „Nimbus”. Satelity te z powodzeniem wypróbowały technikę wykonywania nocnych zdjęć meteorologicznych w promieniowaniu podczerwonym. Ostatni z tej serii, satelita „Nimbus” 3, może przeprowadzać pomiary profilu temperatury oraz odczytywać koncentracje pary wodnej i ozonu na różnych wysokościach atmosfery ziemskiej.



3. Dobowa seria zdjęć powłoki chmur na zachodniej półkuli z satelity ATS-3 umieszczonego na orbicie stacjonarnej nad Brazylią

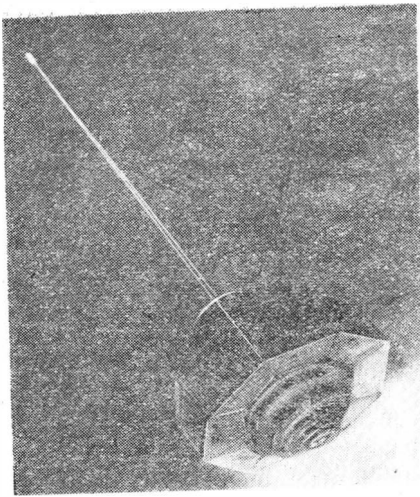
Satelity z serii ATS\*, umieszczone na orbicie stacjonarnej, dokonują ciągłych obserwacji zmian powłoki chmur za pomocą kamer telewizji kolorowej. Zdjęcia te pozwoliły na zmontowanie krótkich filmów pokazujących ruchy powłoki chmur w ciągu jednego dnia.

W przyszłości planuje się zbudowanie ogólnoswiatowego ośrodka przewidywania pogody. Ośrodek będzie mógł odbierać dane satelitarne o stanie pogody na całym świecie, a następnie za pomocą maszyn matematycznych przewidywać dokładnie pogodę na kilka dni naprzód. Pozwoli to na uniknięcie dużych strat przez właściwe planowanie bieżących prac rolniczych i przemysłowo-budowlanych.

#### Satelity geodezyjne i nawigacyjne

Śledząc ruch pierwszych satelitów określono dokładnie kształt kuli ziemskiej. Były to jednak tylko uboczne korzyści z satelitów naukowych o zupełnie innym przeznaczeniu.

\* Application Technology Satellite (przypr. redakcji)



4. Geodezyjny satelita „Explorer” 2) wyposażony w odbiornik światła laserowego

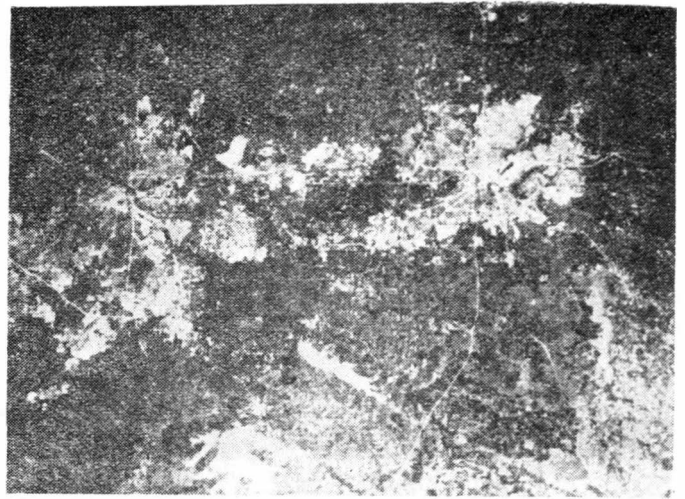
W 1962 r. Amerykanie umieścili na orbicie pierwszego geodezyjnego satelitę „Anna” 1. Satelita wyposażony był w trzy niezależne systemy: radiowej triangulacji, w lampę błyskową oraz urządzenie Dopplera, które pozwalały na określenie wszystkich współrzędnych geograficznych z dokładnością do kilkudziesięciu metrów. Dalsze satelity geodezyjne wyposażone były w odbiorniki laserowe. Uściśliło to dokładność wyznaczenia położenia do kilku metrów. Dopiero umieszczenie przez astronautów z wyprawy „Apollo” 11 odbiornika światła laserowego na Księżycu pozwoliło ustalać odległości między dwoma punktami na Ziemi z dokładnością do 30 cm. Umożliwia to uściślenie odległości między kontynentami i wyspami oraz na badanie ich ruchów.

Zastosowanie systemu Dopplera, pracującego na mikrofalach, umożliwiło szybkie ustalenie położenia obiektu naziemnego z dokładnością do stu metrów. Jest to wykorzystywane w satelitach nawigacyjnych\* wyznaczających położenie statków i samolotów. W przyszłości przy wykorzystaniu danych synoptycznych z satelitów meteorologicznych maszyny matematyczne będą mogły sterować ruchem statków i samolotów tak, aby omijały one obszary burzliwej pogody i w optymalny sposób docierały do celu. Możliwość szybkiego ustalenia położenia przyczyni się znacznie do usprawnienia transportu transoceanicznego oraz do znacznego zmniejszenia jego kosztów.

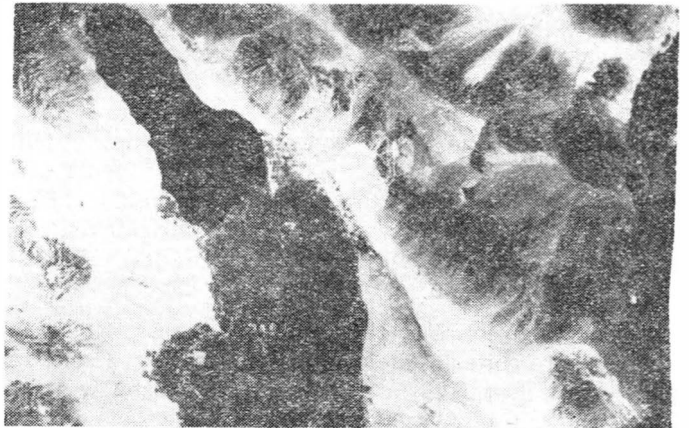
#### Badania geologiczne i rolnicze

Chociaż do chwili obecnej nie umieszczono jeszcze żadnego satelity przeznaczonego do celów geologicznych czy rolniczych, zdjęcia wykonane podczas lotów załogowych pozwalają wnioskować, że ciągłe obserwowanie zasobów mineralnych i zbiorów rolnych z orbity będzie mieć duże znaczenie dla planowania i racjonalnego gospodarowania tymi zasobami. Szczególnie cenne okazują się fotografie wykonane w świetle podczerwonym. Można na nich z łatwością odróżniać rodzaje zasiewów i stopień ich dojrzałości, wykryć choroby roślin i drzew w stosunkowo wczesnym stadium oraz oceniać ilość zbiorów. Zdjęcia w podczerwieni pozwalają na ujawnienie obszarów, na których występują wody podziemne lub ich brak, wskazują źródła i tereny zanieczyszczające wodę i powietrze oraz umożliwiają wykrywanie w oceanach dużych ławic ryb.

\* Są to amerykańskie satelity „Transit” (przyp. redakcji)



5. Zdjęcia miasta Dallas dokonane z pokładu statku „Apollo” 9 w marcu 1969 r. Zdjęcia z Kosmosu wykonane przez zielony filtr uwypuklają szczegóły terenowe i mogą być pomocne przy wykonywaniu map fotografowanego terenu



6. Zdjęcie podczerwone ukazuje bardzo wyraźne różnice pomiędzy terenami uprawnymi a nieużytkami. Można na nim wyróżnić obszary o różnej dojrzałości trzciny cukrowej

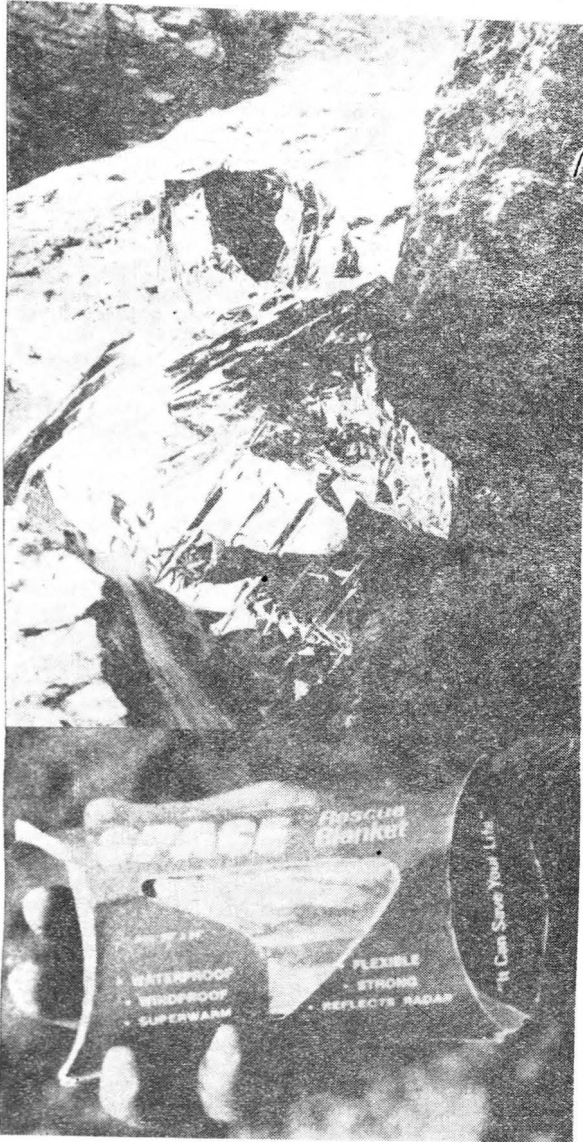


7. Podczerwone zdjęcie ujścia rzeki Quinalt do Pacyfiku uwidoczniła strefy silnie zanieczyszczonej wody oraz określiła strefę oddziaływania przypliwów

Ze zdjęć kosmicznych można określać obszary bogate w ropę naftową i rudy metali. Pozwoli to na dokładne ustalenie zasobów bogactw naturalnych na Ziemi i ich racjonalne wykorzystywanie.

W 1972 r. planowane jest wystrzelenie satelity ERTS (Earth Resources Technology Satellite) przeznaczonego do wykrywania zasobów bogactw naturalnych. Będzie



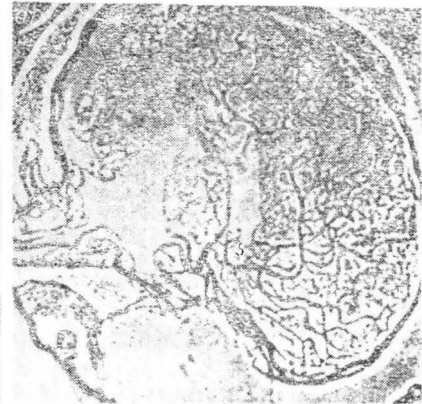
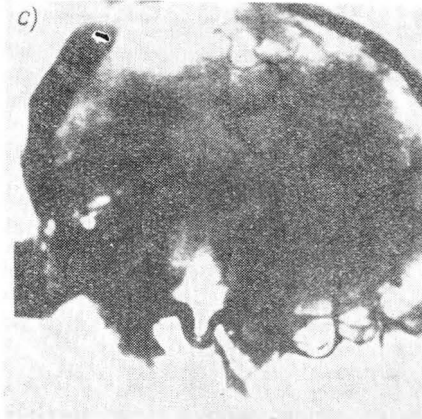
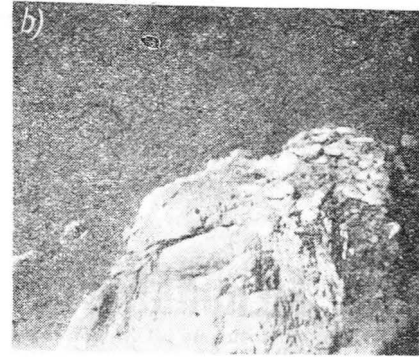
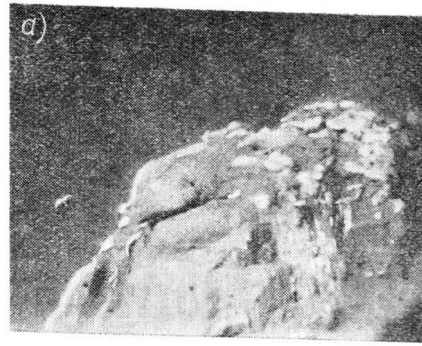


8. Koc z tworzywa sztucznego o grubości 0,012 mm pokrytego cienką warstwą aluminium zabezpiecza alpinistę przed wiatrem i chłodem. Może być również użyty na nosze lub pojemnik na wodę. Koc wykonany z tworzywa używanego do izolacji statków kosmicznych mieści się w niewielkim opakunku

on wyposażony w kamery telewizyjne pracujące w różnych zakresach spektralnych od nadfioletu do podczerwieni. Rozwój i udoskonalenie satelitów ERTS może doprowadzić do stworzenia światowego systemu satelitów rolniczych przesyłających informacje do stacji rozmieszczonych na całym świecie.

### Korzyści pośrednie

Wyroby techniki i technologii kosmicznej coraz częściej są używane w życiu codziennym. Laminaty z poliamidowego włókna szklanego, niepalne nawet w czystym tlenie, są idealnym materiałem do budowy pojazdów i instalacji, w których występuje niebezpieczeństwo pożarów. Odporna na działanie płomieni jest tkanina Beta, która wytrzymuje temperaturę 1100 °K, a jednocześnie jest tak elastyczna jak zwykła tkanina. Materiały o małym ciężarze właściwym izolujące zbiorniki rakiet z ciekłym tlenem i wodorem mogą być wykorzystane jako przemysłowe materiały izolujące materiały na szy-



9. Opracowane do celów kosmicznych metody polepszania jakości zdjęć są z powodzeniem używane do celów medycznych: a) telewizyjne zdjęcia skały księżycowej wykonane przez bezzałogowy pojazd „Surveyor”, b) to samo zdjęcie po poprawieniu przez maszynę matematyczną; c) rentgenogram czaszki; d) ten sam rentgenogram po przeanalizowaniu przez maszynę matematyczną

ny ortopedyczne i wszędzie tam, gdzie wymagane jest zastosowanie lekkich i sztywnych konstrukcji.

Znaczny postęp w budowie urządzeń elektronicznych doprowadził do ich dużego zespolenia i zminiaturyzowania. W przyszłości tanie maszyny matematyczne będą używane do sterowania statków, urządzeń górniczych i przemysłowych. Maszyny matematyczne opracowane do ulepszenia zdjęć kosmicznych stosowane są do polepszania jakości zdjęć rentgenowskich.

Organizacja programów kosmicznych jest bardzo dobrym przykładem optymalnego planowania pracy wielu tysięcy ludzi, przy diametralnie różnych czynnościach wykonywanych w bardzo krótkim czasie. Doświadczenia te są z powodzeniem przenoszone do przemysłu.

Konieczność ciągłego śledzenia danych medycznych astronautów doprowadziła do opracowania małych i czułych czujników biomedycznych. Zastosowanie tych urządzeń w szpitalach pozwoli na ciągłą obserwację na tablicy świetlnej stanu zdrowia wielu osób przez jednego dyżurującego lekarza.

Badania kosmiczne wkraczają obecnie w nowy etap. Mają one za zadanie ulepszenie istniejących i wprowadzenie nowych systemów satelitów użytkowych bezpośrednio służących człowiekowi. Szybki rozwój tych badań umożliwi w najbliższej przyszłości zbudowanie na Ziemi stacji orbitalnych, w których astronauta będą mogli uzupełniać obserwacje prowadzone przez systemy bezzałogowe. W stacjach orbitalnych znajdować się będą laboratoria wytwarzające precyzyjne produkty w idealnych warunkach (próżnia i nieważkość), nieosiągalnych na Ziemi.

# KIERUNKI I PERSPEKTYWY ROZWOJU SILNIKÓW ODRZUTOWYCH O CIĄGU DO 2000 KG

*Obok silników odrzutowych o ciągach do 20 000 kG stale znajdują jeszcze zastosowanie silniki odrzutowe, jedno- i dwuprzepływowe, o ciągach nie przekraczających 2000 kG. Napędzają one samoloty treningowe, samoloty typu COIN, lekkie samoloty myśliwskie i samoloty służbowe. Również w przyszłości silniki te nie utracą swego znaczenia. W artykule omówiono eksploataowane oraz dopiero opracowywane silniki odrzutowe tej klasy ciągu i przedstawiono przewidywane kierunki ich rozwoju.*

Rozwój w czasie ostatnich kilku lat nowych typów samolotów wojskowych i cywilnych spowodował konieczność budowy silników odrzutowych o b. dużych ciągach. Do najnowszych samolotów bojowych o liczbach Macha przekraczających 2 i 3 stosowane są silniki o ciągu 12 000—15 000 kG, naddźwiękowe samoloty pasażerskie pierwszej generacji napędzane są silnikami o ciągu 15 000—17 000 kG, autobusy powietrzne i wojskowe samoloty transportowe wymagają silników o ciągu 18 000—23 000 kG, a do naddźwiękowego samolotu pasażerskiego drugiej generacji (Boeing 2707) zbudowano silnik (General Electric GE.4), który osiągnął ostatnio na stoisku ciąg ponad 31 000 kG. Specjaliści z firmy Rolls-Royce przewidują, że w latach osiemdziesiątych do napędu dużych samolotów potrzebne będą silniki o ciągu dochodzącym nawet do 45 000 kG. Jednak obok tych potężnych, będących wyrazem najwyższej techniki jednostek napędowych stosowane są w dalszym ciągu, zarówno na samolotach wojskowych jak i cywilnych, silniki znacznie mniejsze i prostsze. Celem niniejszego artykułu jest omówienie znajdujących się obecnie w eksploatacji silników odrzutowych o ciągu do 2000 kG, w szczególności silników o ciągu 1000—2000 kG, kierunków ich rozwoju i perspektyw na przyszłość. W artykule nie poruszono zagadnień związanych z silnikami nośnymi, ponieważ silniki te stanowią klasę zupełnie odrębną. Wybór jako tematu do artykułu silników o ciągu do 2000 kG podyktowany został tym, że w Polsce istnieją wszelkie możliwości rozwoju silników tej klasy ciągu.

## Zastosowanie

Wśród eksploataowanych obecnie turbinowych silników odrzutowych o ciągu do 2000 kG są zarówno jedno- jak i dwuprzepływowe.

Silniki jednoprzepływowe stosowane są do napędu samolotów treningowych, treningowo-bojowych, bojowych oraz samolotów służbowych. Pomijając tu silniki o ciągu rzędu kilkudziesięciu kilogramów, przeznaczone do napędu pocisków kierowanych — np. rozpoznawczych — i latających celów (były również próby zastosowania ich do napędu szybowców), najmniejsze spośród eksploataowanych obecnie silników odrzutowych mają ciąg 400—480 kG. Są to silniki Turbomeca „Marboré”, stosowane do napędu dwusilnikowych samolotów treningowych Potez-Fouga CM170 „Magister” i Hispano HA-200 „Saeta”, oraz budowane z licencji firmy Turbomeca silniki Continental J69 (samolot treningowy Cessna T-37).

Najbardziej rozpowszechnione są dwa typy silników jednoprzepływowych: Bristol Siddeley „Viper” i General Electric J85. Silniki „Viper” (seria 500 i starsze wersje) są używane przez siły powietrzne 20 krajów napędzając samoloty treningowe BAC „Jet Provost”, Macchi MB326, SOKO „Galeb” i HJT-16 „Kiran” (Indie), samoloty treningowo-bojowe (COIN) BAC 167 „Strike-master”, Macchi MB326G i SOKO „Jastreb” oraz samo-

lot do treningu w nawigacji Hawker Siddeley „Domine”. Silniki „Viper” są poza tym stosowane do napędu samolotów służbowych Hawker Siddeley HS125 i Piaggio-Douglas PD-808. Silniki General Electric J85 znalazły zastosowanie w dwusilnikowym samolocie COIN Cessna A-37 (odmiana samolotu treningowego Cessna T-37), w dwusilnikowym samolocie treningowym Canadair CL-41 i w dwusilnikowym samolocie treningowym SAAB-105XT; wersje z dopalaczem napędzają naddźwiękowy dwusilnikowy samolot treningowy Northrop T-38 „Talon”, jego odmianę myśliwską F-5 i dwusilnikowy samolot szturmowy Fiat G.91Y, a wersja nośna — samolot doświadczalny VTOL Lockheed „Hummingbird” 2. Silniki zabudowane poza tym zostały w doświadczalnym samolocie VTOL z wentylatorami nośnymi Ryan XV, gdzie spełniają dwa zadania: w czasie startu i lądowania pracują jako wytwornice gazu napędzając wentylatory nośne, w locie poziomym natomiast pracują jako zwykłe silniki odrzutowe. Silniki J85 w odmianie cywilnej, CJ610, są eksploataowane w samolotach służbowych Lear Jet „Learjet” 24 i 25, Aero „Jet Commander” i HFB 320 „Hansa”.

Z pozostałych, będących w eksploatacji silników jednoprzepływowych wymienić należy silniki Bristol Siddeley „Orpheus” (samolot treningowy Folland „Gnat”, samolot treningowy Fuji T1A i samolot szturmowy Fiat G.91), Pratt and Whitney JT-12 (J60), zabudowany w samolotach służbowych Lockheed „JetStar” (używanych również do treningu w nawigacji) i North American Rockwell „Sabreliner”, Motorlet M-701 (samolot treningowy L-29 „Delfin”) i Ishikawajima Harima J-3 (samoloty treningowe Fuji T1B i T1C).

W eksploatacji znajdują się obecnie trzy typy silników dwuprzepływowych o rozpatrywanym zakresie ciągu: Turbomeca „Aubisque” napędzający dwusilnikowy samolot treningowy SAB-105, General Electric CF700 zastosowany do napędu samolotu służbowego Marcel Dassault „Fan Jet Falcon” i AI-25 zabudowany w samolocie pasażerskim na linie lokalne Jak-40, a ostatnio w prototypie czechosłowackiego samolotu treningowego Let-39. W stadium prób znajduje się kilka silników dwuprzepływowych nowej generacji przeznaczonych przede wszystkim do samolotów służbowych i samolotów pasażerskich na linie lokalne.

## Współczesne rozwiązania silników jednoprzepływowych

W „filozofii” budowy eksploataowanych obecnie silników jednoprzepływowych zaobserwować można dwa przeciwstawne kierunki: jeden polega na prostym układzie silnika i umiarkowanych jego parametrach, wynikiem czego są większe gabaryty i ciężar, drugi — na bardziej skomplikowanym układzie i bardziej wygórowanych parametrach, co zapewnia mniejsze gabaryty i ciężar silnika. Najbardziej typowymi reprezentantami obu tych kierunków są silniki Bristol Siddeley „Viper” i General Electric J85, w przypadku których duże różnice zaznaczyły się już w samym procesie rozwojowym.

Rozwój silników „Viper” charakteryzuje się stałym zwiększaniem ciągu, który w okresie ok. 15 lat prac rozwojowych wzrósł z 740 kG (wersje „Viper” 3 i 5) do 1814 kG (silniki „Viper” serii 600). Wcześniejsze wersje, tj. „Viper” 3, 5, 8, 9, 10 i 11 mają 7-stopniową sprężarkę o sprężu ok. 4 : 1 i jednostopniową turbinę, temperaturę przed turbiną ok. 830 °C (tylko „Viper” 9 ma 900 °C, a „Viper” 11 — 860 °C) i prędkość obrotową w granicach 13 400 do 13 800 obr/min oraz prosty układ sterowania typu otwartego, tj. bez regulatora prędkości obrotowej. Zwiększenie ciągu odbywało się przez zwiększenie wydatku powietrza (zwiększenie prędkości obrotowej i zmiana kąta ustawienia kierownicy wlotowej sprężarki w przypadku silnika „Viper” 8 i zmiana stosunku średnic na wlocie do sprężarki w przypadku silników „Viper” 10 i 11) i przez podwyższenie temperatury przed turbiną („Viper” 9 i 11). W silniku „Viper” 11 osiągnięto ostatecznie ciąg 1135 kG przy obniżonej — ze względu na trwałość międzynaprawczą — w stosunku do silnika „Viper” 9 temperaturze przed turbiną. Do silników wprowadzono poza tym pewne zmiany konstrukcyjne zastępując bębnowo-tarczowy wirnik sprężarki wirnikiem wałowo-tarczowym i zmieniając dyfuzor wlotowy komory spalania oraz zmiany materiałowe. Zmiany w układzie silnika wprowadzono dopiero w silnikach serii 500. Polegały one na zastosowaniu zerowego stopnia sprężarki, co pozwoliło na uzyskanie wydatku powietrza 24 kG/s (w porównaniu z 19 kG/s silników „Viper” 10 i 11) i sprężu 5,56 : 1, powodując równocześnie konieczność zastosowania zaworu upustowego. Ciąg silników serii 500 dochodzi do 1548 kG przy temperaturze przed turbiną 890 °C i przy jednostkowym zużyciu paliwa w warunkach startowych 1,01 kG/kGh.

Ich trwałość międzynaprawczą wynosi 1000 h w przypadku wersji wojskowych i 1600 h w przypadku wersji cywilnych.

Jeszcze poważniejszymi zmianami odznaczają się silniki „Viper” serii 600, które zostaną wprowadzone do eksploatacji w połowie 1971 r. W silnikach tych zastosowano przydźwiękowe ułotkowanie wirnika pierwszego stopnia i zmieniono ułotkowanie trzech pierwszych wieńców kierowniczych sprężarki, co pozwoliło na usunięcie kierownicy wlotowej i zwiększenie wydatku powietrza do 26,5 kG/s, a sprężu do 5,8 : 1; w komorze spalania inaczej zorganizowano doprowadzanie powietrza pierwotnego i sam proces spalania, dzięki czemu komora spalania uległa znacznemu skróceniu; zastosowano dwustopniową turbinę, co spowodowało wzrost jej sprawności i zmniejszenie średnicy; zmniejszona średnica turbiny pozwoliła na skrócenie stożka wylotowego i całej rury wylotowej. Zmiany te spowodowały wzrost ciągu do 1814 kG mimo obniżonej z 890 do 870 °C temperatury przed turbiną, spadek jednostkowego zużycia paliwa w warunkach startowych do 0,96 kG/kGh (przyczyniła się do tego również obniżona temperatura przed turbiną) i skrócenie silnika do 1651 mm („Viper” 500 — 1806 mm, przy czym obie wartości bez kołpaka wlotowego) przy nie zmienionym ciężarze 345 kG. W dalszej przyszłości ciąg silników cywilnych serii 600 ma być zwiększony do 1940 kG, a wojskowych — do 2020 kG bez wprowadzania do nich poważniejszych zmian. Wydaje się, że zarówno w silnikach serii 500, jak i w silnikach serii 600 zachowano układ sterowania typu otwartego.

Celowo omówiono trochę szerzej proces rozwojowy silników „Viper”. gdyż jest on dosyć typowy dla silników turbinowych, nie tylko odrzutowych, lecz również śmigłowych i śmigłowcowych, i powinien być naśladowany szczególnie przez projektantów i konstruktorów nie mających zbyt bogatego doświadczenia w tej dziedzinie.

Chodzi o to, że powinno zaczynać się od możliwie najprostszej konstrukcji silnika, o umiarkowanych parametrach i nie stosować rozwiązań nie opanowanych przez dany zespół, aby możliwie szybko przekazać do produkcji silnik jak najbardziej niezawodny, o dostatecznie dużej trwałości międzynaprawczej. Dopiero wówczas, w oparciu o wyniki badań silnika i jego zespołów i prowadzonych niezależnie badań rozwojowych, a później w oparciu o uzyskane doświadczenia eksploatacyjne należy opracowywać nowe wersje silnika, o udoskonalonych zespołach i podwyższonych parametrach, a w mia-

re potrzeby również o bardziej skomplikowanym układzie. Konieczne przy tym często zmodelowanie silnika w górę (geometryczne powiększenie) nie przedstawia żadnych trudności.

W przeciwieństwie do silników „Viper” silnik General Electric J85 od początku został zaprojektowany w takim układzie, w jakim stosowany jest obecnie — za wyjątkiem najnowszej wersji silnika, o której będzie jeszcze mowa — a ciąg jego ulega stosunkowo niedużym wahaniom (od ok. 1100 do ok. 1360 kG) w zależności od wersji silnika, które różnią się między sobą głównie temperaturą przed turbiną. Silnik J85 i jego cywilna odmiana CJ610 ma 8-stopniową sprężarkę o sprężu 6,8 : 1 i w związku z dosyć dużym sprężem — dwustopniową turbinę. Duży spręż i stosunkowo znaczne obciążenie poszczególnych stopni sprężarki zmusiło do zastosowania b. skomplikowanej mechanizacji sprężarki.

Składają się na nią przestawialne tylne części łopatek kierownicy wlotowej i zawory upustowe na trzech stopniach sprężarki, sterowane, podobnie jak łopatki wlotowe, ciśnieniem paliwa. Prędkość obrotowa wynosi 16 500 obr/min. Silnik wyróżnia się małymi wymiarami — jego średnica wynosi 450 mm, a długość 1067 mm w porównaniu do 622 i 1651 w przypadku silnika „Viper” 600 — i dużym stosunkiem ciągu do ciężaru — 7,5 : 1 w porównaniu do 5,25 : 1 silnika „Viper” 600 — co przypisać należy małemu stosunkowi średnicy wewnętrznej do zewnętrznej na wlocie do sprężarki, dużemu sprężowi i dużej prędkości obrotowej. Temperatura przed turbiną prawdopodobnie niewiele odbiega od temperatury silników „Viper”, brak jest jednak danych na ten temat. Jednostkowe zużycie paliwa w warunkach startowych wynosi 0,98—1,0 kG/kGh, jest więc zbliżone do jednostkowego zużycia paliwa silników „Viper” 500 i 600. Zbliżony jest również ciąg jednostkowy, który wynosi ok. 68 kG/kG/s.

W związku z koniecznością budowy udoskonalonej wersji lekkiego samolotu myśliwskiego Northrop F-5, F-5-21, musiano zmodyfikować silnik J85-13 (z dopalaczem) w celu zwiększenia jego ciągu i stosunku ciągu do ciężaru. Zrealizowano to przez zastosowanie dodatkowego, „zerowego” stopnia sprężarki, dzięki czemu wydatek powietrza zwiększył się z 20 kG/s do 23,6 kG/s, a spręż z 6,8 : 1 do ok. 8,0 : 1. Poza tym zawory upustowe sprężarki zostały zastąpione przez przestawialne łopatki kierownic czterech pierwszych stopni. Powstał w ten sposób silnik J85-21 o ciągu z dopalaniem 2270 kG i stosunku ciągu do ciężaru 7,5 : 1 w porównaniu do ciągu 1800 kG i stosunku ciągu do ciężaru 6,8 : 1 silnika J85-13; jednostkowe zużycie paliwa w warunkach bez dopalania zostało zmniejszone o ok. 4%. Przewiduje się dalsze zwiększenie ciągu o 10—15%.

Do grupy silników o prostym układzie należą silniki Bristol Siddeley „Orpheus”, japońskie silniki Ishikawajima Harima J3-IHI-3 i -7 i indyjski silnik HJE-2500. Skrajnie proste (odśrodkowa sprężarka) są silniki Turbomeca „Marboré” i budowane na ich licencji silniki Continental J69 oraz czechosłowacki silnik Motorlet M-701.

Do grupy silników bardziej skomplikowanych zaliczyć można silnik Pratt and Whitney JT-12 (J60), w którym jednak mimo sprężu 7,0 : 1 system mechanizacji sprężarki udało się ograniczyć tylko do zaworów upustowych, prawdopodobnie dzięki zastosowaniu sprężarki 9-stopniowej i możliwemu w związku z tym zmniejszeniu obciążenia pierwszych i ewentualnie ostatnich stopni. Jednostkowe zużycie paliwa w warunkach startowych wynosi ok. 0,96 kG/kGh, ciąg jednostkowy ok. 66 kG/kG/s i stosunek ciągu do ciężaru ok. 7,0 : 1.

Skrajnie skomplikowany jest silnik General Electric GE.1/J1 z 14-stopniową sprężarką o sprężu 11 : 1, w której musiano zastosować przestawialne łopatki sześciu wieńców kierownic, i z chłodzonymi łopatkami turbiny.

Silnik ten o ciągu 2270 kG i jednostkowym zużyciu paliwa 0,7 kG/kGh nie znalazł jeszcze praktycznego zastosowania i traktowany jest na razie jako silnik wyjściowy do opracowywania silników pochodnych, np. silnika dwuprzepływowego do samolotów F-14B i F-15, silnika śmigłowego, silnika śmigłowcowego itp. Podobnie zresztą stało się w przypadku silnika z dwuzespołową sprę-

żarką SNECMA/Rolls-Royce M45A o ciągu ok. 2000 kG, który stał się podstawą do opracowania całej rodziny silników dwuprzepływowych — m.in. silnika M45H do napędu samolotu VFW-614 — sam nie znajdując zastosowania.

Jeżeli chodzi o układy sterowania silników jednoprzepływowych, to są to na ogół systemy hydro-mechaniczne z regulatorem prędkości obrotowej lub ogranicznikiem temperatury za turbiną, w przypadku silników amerykańskich, i bardziej proste (i niezawodne), typu otwartego, w przypadku pozostałych silników. Spotyka się jednak również mechaniczne układy sterowania, np. w silnikach japońskich J3, które mają przy tym regulator prędkości obrotowej, oraz w silnikach Turbomeca „Marboré” i Continental J69 (za wyjątkiem J69-T-29 do napędu latających celów, w którym zastosowano zdalne sterowanie elektroniczne).

### Współczesne rozwiązania silników dwuprzepływowych

Eksploatowane obecnie silniki dwuprzepływowe o ciągu do 2000 kG wykazują pod względem układu znaczne różnice. Ich cechą wspólną jest jedynie podobny stosunek wydatków wynoszący ok. 2 : 1.

Najstarszy z nich, General Electric CF700 o ciągu 1900 kG, powstał z silnika J85 przez zabudowanie dodatkowej, jednostopniowej turbiny z wieńcem wentylatorowym na obwodzie. Układ taki jest szczególnie dogodny właśnie w przypadku przeróbki silnika jednoprzepływowego na dwuprzepływowy, gdyż umożliwia dokonanie jej w sposób najprostszy (jakkolwiek wykonanie turbiny z wieńcem wentylatorowym na obwodzie może przedstawiać pewne trudności). Jak już wspomniano, silnik jest stosowany do napędu samolotu służbowego Marcel Dassault „Fan Jet Falcon”.

Drugi z kolei silnik dwuprzepływowy, Turbomeca „Aubisque” o ciągu 700 kG, jest oparty o silnik śmigłowy „Bastan” i ma wytwornicę składającą się z mieszanej sprężarki z jednym stopniem osiowym i jednym odśrodkowym, komorę z promieniowym wtryskiem paliwa i 3-stopniową turbinę. Umieszczony z przodu silnika jednostopniowy wentylator z przestawialnymi łopatkami wlotowymi jest napędzany za pośrednictwem przekładni. Należy tu podkreślić, że zastosowanie przekładni zamiast oddzielnej turbiny i współśrodkowego wału daje dużą swobodę w zaprojektowaniu wentylatora, ułatwia konstrukcję silnika oraz poprawia przebieg jednostkowego zużycia paliwa w zależności od obciążenia silnika i osiągi na większych wysokościach lotu. Wadą takiego rozwiązania jest cokolwiek zwiększony ciężar silnika i konieczność zastosowania chłodnicy oleju (może to być zresztą chłodnica z paliwem jako czynnikiem chłodzącym). Dwa silniki „Aubisque” napędzają szwedzki samolot treningowy SAAB-105.

Trzeci silnik, radziecki AI-25 o ciągu 1500 kG jest typowym dwuprzepływowym silnikiem starszej generacji. Ma on 3-stopniowy wentylator i 3-stopniową sprężarkę o sprężu ogólnym 8 : 1 oraz 6 łożysk głównych. Silnik ma stosunkowo duże gabaryty i wcale nie mały ciężar, mimo że cały wentylator i cała sprężarka, łącznie z korpusami, wykonane zostały z tytanu. Silnik zbudowano specjalnie do samolotu pasażerskiego na linie lokalne Jak-40 i jako napęd samolotu treningowego L-39 mógł być zastosowany dopiero po przekonstruowaniu (w celu wzmocnienia) szeregu elementów. Do szybszych samolotów raczej nie nadaje się ze względu na duży spadek ciągu z prędkością lotu, co jest związane z dużym stosunkiem wydatków i nie wysoką temperaturą przed turbiną (900 °C). Zabudowa dwóch silników w kadłubie byłaby poważnie utrudniona z powodu dużych wymiarów poprzecznych silnika. Czechosłowacja zakupiła wprawdzie licencję silnika AI-25, lecz z zamiarem gruntownej jego modyfikacji.

Silnik dwuprzepływowy Daimler-Benz DB-730F o stosunku wydatków 5,5 : 1 (istnieje też odmiana o stosunku wydatków poniżej 2 : 1), przerobiony z silnika śmigłowego DB-720 przez zastąpienie umieszczonej z tyłu silnika przekładni wentylatorem z odpowiednim układem kanałów powietrznych i gazowych, nie znalazł zastosowania.

Wąski zakres zastosowań silników dwuprzepływowych obecnej generacji, mimo ich mniejszego w porównaniu z silnikami jednoprzepływowymi jednostkowego zużycia paliwa (głównie zresztą w warunkach startowych, w locie bowiem przewaga pod tym względem silników dwuprzepływowych zmniejsza się) i niższego poziomu wytwarzanego przez nie hałasu, tłumaczyć można większą złożonością samego silnika i układu sterowania (np. konieczność stosowania ogranicznika prędkości obrotowej wentylatora), większymi gabarytami (trudność zabudowy, większe opory szkodliwe) i większym ciężarem, który zmniejsza zyski wynikające z mniejszego jednostkowego zużycia paliwa. Jeżeli chodzi o większy spadek ciągu z prędkością lotu silników dwuprzepływowych, to w przypadku zastosowań cywilnych (np. samoloty służbowe) właściwość ta jest korzystna, natomiast w przypadku np. samolotów treningowych należy ją uznać za wadę. Obecnie w stadium prób znajdują się silniki dwuprzepływowe nowej generacji, pozbawione częściowo wad aktualnie eksploatowanych silników dwuprzepływowych i nadające się szczególnie do napędu samolotów służbowych, a także samolotów pasażerskich na linie lokalne. Są to silniki: Turbomeca „Astafan” o ciągu 700 kG, SNECMA/Turbomeca M.49 „Larzac” o ciągu 1040 kG, UACL JT15D o ciągu 1000 kG, AiResearch TFE731 o ciągu 1360 kG i AiResearch ATF3 o ciągu 1900 kG. Silniki te odznaczają się dużymi stosunkami wydatków (za wyjątkiem silnika „Larzac”), dużym obciążeniem stopni wentylatorowych i sprężarki oraz zastosowaniem stopnia odśrodkowego (za wyjątkiem silnika „Larzac”).

W silniku Turbomeca „Astafan” nawiązano do układu silnika „Aubisque”, z tą różnicą, że wytwornica pochodzi z silnika „Astazou”, w związku z czym jest mniejsza, ma większą prędkość obrotową, a sprężarka ma dwa stopnie osiowe. Poza tym wentylator — napędzany za pośrednictwem przekładni — nie ma kierownicy wlotowej, natomiast łopatki wirnikowe są przestawialne. Zastosowanie przestawialnych łopatek wentylatora ma na celu zmniejszenie jednostkowego zużycia paliwa w zakresie małych obciążeń silnika (przez zwiększenie sprawności wentylatora), a także zwiększenie zapasu statecznej pracy wentylatora. Silnik ma b. duży stosunek wydatków wynoszący 6,5 : 1.

W silniku M.49 „Larzac” zastosowano 2-stopniowy wentylator i 4-stopniową sprężarkę o łącznym sprężu 9 : 1; oba zespoły napędzane są jednostopniowymi turbinami. Umiarkowany stosunek wydatków (1,4 : 1) i mała średnica (550 mm) predestynują ten silnik do napędu dwusilnikowych samolotów treningowych.

Wielką prostotą odznacza się kanadyjski silnik JT15D. Ma on jednostopniowy wentylator i jednostopniową sprężarkę odśrodkową o łącznym sprężu 10 : 1, co bez wątplenia jest dużym osiągnięciem. Komora spalania jest typu zwrotnego.

Silnik AiResearch TFE731 ma wentylator napędzany za pośrednictwem przekładni, lecz mimo to jest dwuwałowy, ponieważ zastosowano w nim dwuzespołową sprężarkę z 3-stopniowym zespołem niskiego ciśnienia i odśrodkowym zespołem wysokiego ciśnienia. Komora spalania jest zwrotna. Stosunek wydatków wynosi 4 : 1, a spręż przekracza 15 : 1.

Najbardziej interesujący układ zastosowano w silniku AiResearch ATF3. Jest to silnik trójwałowy, z tym że uniknięto trzeciego współśrodkowego wału przenosząc sprężarkę wysokiego ciśnienia (odśrodkową) na tył silnika (powietrze do niej doprowadzane jest z 5-stopniowej sprężarki niskiego ciśnienia za pomocą czterech przewodów) i zmieniając kolejność rozmieszczenia turbin w ten sposób, że turbina średniego ciśnienia napędza wentylator (jednostopniowy), a turbina niskiego ciśnienia — sprężarkę niskiego ciśnienia. Taki układ turbin poprawia współpracę zespołów wirujących przy mniejszych obciążeniach silnika, a tym samym zmniejsza jednostkowe zużycie paliwa przy tych obciążeniach. Mimo kilkakrotnej zmiany kierunku przepływu czynnika o 180° (w sprężarce wysokiego ciśnienia, w zwrotnej komorze spalania i na wylocie z silnika) nie stwierdzono w czasie prób poważniejszych strat ciśnienia całkowitego. Ogólny spręż silnika wynosi obecnie 25 : 1,

mówi się jednak o zwiększeniu go do 30 : 1. Silniki ATF3 mają być zabudowane na samolocie służbowym North American Rockwell „Sabreliner”, dzięki czemu znacznie zostanie zwiększony zasięg samolotu (dotychczas samoloty „Sabreliner” napędzane są silnikami JT-12). Przewiduje się poza tym budowę śmigłowej odmiany silnika.

Dodatkowej wzmianki wymaga silnik Daimler-Benz DB-730H będący odmianą silnika DB-730F przystosowaną do napędu szybkich śmigłowców. Od silnika DB-730F różni się on umieszczeniem między turbiną wytwornicy a turbiną napędzającą wentylator komory rozdzielczej, która może kierować gazy z wytwornicy albo do turbiny wentylatora, albo do umieszczonej poza silnikiem turbiny napędzającej wirnik nośny (lub bezpośrednio do łopat wirnika w przypadku napędu ciśnieniowego). W czasie startu, lądowania i zawisu silnik napędza za pośrednictwem gazów wylotowych wytwornicy wirnik śmigłowca, a w locie poziomym pracuje jak zwykły silnik dwuprzepływowy.

### Parametry i wskaźniki

Z przytoczonych w poprzednim rozdziale danych wynika, że w przypadku silników jednowałowych spręż silników waha się od ok. 4 : 1 do ok. 7 : 1, przy czym większe wartości odnoszą się do silników o bardziej skomplikowanym układzie, a temperatura przed turbiną nie przekracza 900 °C. Jednostkowe zużycie paliwa w warunkach startowych zawiera się w granicach od ok. 0,96 do ok. 1,10, ciąg jednostkowy — od 55 do 68 kg/kG s, a stosunek ciągu do ciężaru — od ok. 3,3 do ok. 7,5 kg/kG.

Warto na tym miejscu zalecić dużą ostrożność w ocenie silników na podstawie ich wskaźników, szczególnie jeśli rozpatruje się te wskaźniki w oderwaniu jedne od drugich. Można tu posłużyć się jako przykładem silnikiem „Kaszub”. Jego jednostkowe zużycie paliwa w warunkach startowych wynosi ok. 1,02 kg/kGh, jest więc stosunkowo małe, mimo niewysokiego sprężu. Jest to wynikiem niskiej temperatury przed turbiną niewiele przekraczającej 800 °C. Z drugiej jednak strony niska temperatura przed turbiną powoduje, że ciąg jednostkowy silnika „Kaszub” znajduje się na dolnej granicy uzyskiwanych obecnie wartości (56 kg/kG/s). Poza tym należy pamiętać o tym, że wskaźnik wyrażający stosunek ciągu do ciężaru zależy w dużym stopniu od klasy ciągu silnika. W przypadku silników jednoprzepływowych największe wartości tego stosunku można uzyskać dla silników o ciągu rzędu 2000 kG. Jako ilustrację tego faktu można tu przytoczyć dwa silniki o podobnym układzie i zbliżonych parametrach — silnik „Viper” 11 o ciągu 1130 kG i silnik „Orpheus” 803 o ciągu 2270 kG. Pierwszy z nich ma stosunek ciągu do ciężaru 4,5 : 1, drugi natomiast — 6,0 : 1. Należy zresztą pamiętać, że przy podawaniu ciężaru rzadko precyzuje się wyposażenie silnika.

Znajdujące się obecnie w eksploatacji silniki dwuprzepływowe mają umiarkowane wartości sprężu i temperatury przed turbiną. Ich jednostkowe zużycie paliwa zawierające się w granicach od ok. 0,6 do ok. 0,7 kg kGh i ciąg jednostkowy rzędu 35 kg/kG s są ściśle uzależnione od stosunku wydatków. W silnikach dwuprzepływowych o rozpatrywanym zakresie ciągu trudniej jest uzyskać niż w silnikach jednoprzepływowych duże wartości stosunku ciągu do ciężaru. Widać to najlepiej na przykładzie silnika General Electric CF700, którego stosunek ciągu do ciężaru wynosi 6,8 : 1 w porównaniu do 7,5 : 1 silnika J85. W pozostałych silnikach stosunek ten jest znacznie mniejszy — ok. 2,5 : 1 dla silnika „Aubisque” i 4,5 : 1 dla silnika AI-25 (mimo całkowite tytanowe wentylatora i sprężarki). Również budowane obecnie silniki dwuprzepływowe nowej generacji nie mają — mimo znacznie większych wartości sprężu i prawdopodobnie temperatury przed turbiną — zbyt korzystnych wartości stosunku ciągu do ciężaru: np. dla silnika „Astafan” wynosi on ok. 3,1 : 1, a dla najbardziej wyrefinowanego z tych silników, jakim jest ATF3, ma osiągnąć 5,9 : 1 dopiero na dalszym etapie rozwoju silnika. (Porównanie pod względem stosunku ciągu do ciężaru silników dwuprzepływowych i jednoprzepływowych wypada dla silników dwuprzepływo-

wych jeszcze gorzej, gdy bierze się pod uwagę wartości ciągu w warunkach lotu). Natomiast ich jednostkowe zużycie paliwa jest b. małe (oczywiście w warunkach startowych) wynosząc średnio ok. 0,4 kg/kGh.

### Stosowane materiały

Zarówno w silnikach jednoprzepływowych, jak i dwuprzepływowych o rozpatrywanym zakresie ciągu stosuje się dotychczas materiały konwencjonalne, nawet w silnikach używanych do celów wojskowych. Wyjątek pod tym względem stanowi silnik AI-25, w którym wentylator i sprężarkę wykonano całkowicie z tytanu oraz najnowsza wersja silnika J85, silnik J85-21 o ciągu (z dopalaniem) 2270 kG, którego 9-stopniowa sprężarka również została wykonana z tytanu. Jak już wspomniano, silnik ten jest przeznaczony do nowej odmiany samolotu myśliwskiego Northrop F-5, która wymaga silnika o wyjątkowo dużym stosunku ciągu do ciężaru. Z tytanu wykonane są wprawdopodobnie również wirniki odśrodkowe sprężarek silników dwuprzepływowych nowej generacji.

### Przewidywane kierunki rozwoju

Zdaje się nie ulegać wątpliwości, że silniki jednoprzepływowe zostaną w najbliższej przyszłości wyparte z napędu samolotów służbowych przez silniki dwuprzepływowe nowej generacji, tj. przez silniki o dużych stosunkach wydatków. Silniki te pozwolą bowiem na znaczne zwiększenie zasięgu samolotów służbowych (małe jednostkowe zużycie paliwa), umożliwią skrócenie ich startu (duży ciąg w warunkach startowych) i ułatwią eksploatację z lotnisk położonych w bezpośrednim sąsiedztwie miejsc zamieszkałych (niski poziom hałasu). Już obecnie przewiduje się modernizację istniejących samolotów służbowych przez zastąpienie silników jednoprzepływowych silnikami dwuprzepływowymi nowej generacji: samolotu North American Rockwell „Sabreliner”, na którym mają być zastosowane silniki AiResearch ATF3, i samolotu Lear Jet „Learjet” 25, który ma być napędzany silnikami AiResearch TFE731-2. Znajdujące się w stadium projektowania i budowy odrzutowe samoloty służbowe z reguły mają przewidziane do napędu silniki dwuprzepływowe nowej generacji; wymienić tu można samolot Cessna 500 „Citation”, Swearingen SA-28T, Sud Aviation/Nord Aviation „Corvette”, Marcel Dassault „Mini Falcon” i izraelski samolot IAI „Sabra”. Poza tym silniki te będą również napędzać niektóre typy samolotów pasażerskich na linie lokalne (np. samolot „Corvette” jest opracowany także w wersji na linie lokalne), jakkolwiek w tej grupie samolotów przeważać raczej będą turbinowe silniki śmigłowe. W dalszej przyszłości silniki dwuprzepływowe, np. typu silnika DB-730H, zostaną wykorzystane do napędu szybkich śmigłowców.

Natomiast silniki jednoprzepływowe w dalszym ciągu będą stosowane jako napęd samolotów treningowych. Wprawdzie projektowane są obecnie samoloty treningowe z silnikami dwuprzepływowymi „Larzac” (są to m.in. samoloty Dornier/Breguet „Alpha Jet” i SNIAS/MBB E650) nie wydaje się jednak, aby ta tendencja była powszechna. Równocześnie bowiem powstają projekty samolotów treningowych, w których mają być zastosowane silniki „Viper” — naddźwiękowy samolot firmy British Aircraft Corp. i następcą samolotu MB326 firmy Macchi. Jeszcze większe szanse mają silniki jednoprzepływowe w przypadku samolotów typu COIN. Samoloty COIN z założenia mają być samolotami możliwie najprostszymi, niezawodnymi i łatwymi w obsłudze i dlatego stosowanie do ich napędu bardziej skomplikowanych silników dwuprzepływowych nie zawsze byłoby celowe. Poza tym duże znaczenie mają tutaj również gabaryty silnika — silniki dwuprzepływowe o dużych stosunkach wydatków mają duży przekrój czołowy, natomiast silniki o mniejszych stosunkach wydatków nie zapewniają tak dużych korzyści, aby ich stosowanie (do napędu samolotów COIN) było opłacalne. Samoloty COIN, od których wymagać się będzie krótkiego startu i większego zasięgu będą napędzane turbinowymi silnikami śmigłowymi.

Silniki jednoprzepływowe o bardziej „wyśrubowanych” osiągnięciach będą stosowane, w wersjach z dopalaczem, do napędu lekkich naddźwiękowych samolotów myśliwskich typu samolotu Northrop F-5 (nowa odmiana samolotu F-5 z silnikami J85-21 ma pozostać na uzbrojeniu do 1980 r.).

Trochę inny charakter zastosowań będzie mieć wykorzystanie silników jednoprzepływowych, prawdopodobnie dopiero w latach osiemdziesiątych, jako wytwornic gazu do napędu wirników nośnych i wentylatorów napędowych szybkich śmigłowców oraz w zespołach nośno-napędowych samolotów VTOL.

W związku z kierunkami zastosowań silników jednoprzepływowych można przewidywać, że w większości będą to silniki o prostym układzie typu silników „Viper” lub nawet prostsze, lecz o zwiększonych sprawnościach zespołów. Pierwsze stopnie sprężarek będą przydźwiękowe ze względu na uproszczoną instalację przeciwołodzienną (brak kierownicy wlotowej).

W związku z intensywnymi pracami nad naddźwiękowymi osiowymi stopniami sprężarkowymi o sprężu 3:1, a nawet 4:1 oraz nad stopniami odśrodkowymi o dużym sprężu i dużej sprawności należy spodziewać się renesansu silników odrzutowych o układzie Turbomeca ze sprężarką składającą się np. z jednego stopnia osiowego i jednego odśrodkowego o łącznym sprężu dochodzącym do 25:1. Dzięki tak dużemu sprężowi będą one miały małe jednostkowe zużycie paliwa, małe gabaryty i duży stosunek ciągu do ciężaru, co pozwoli na ich zastosowanie, obok silników typu J85, do napędu lekkich samolotów myśliwskich.

Jeżeli chodzi o materiały, to możliwe jest zastosowanie do budowy sprężarek tworzyw zbrojonych (sztucznych lub metalowych), oczywiście wówczas, gdy tworzywa te staną się odpowiednio tanie.

Większe wymagania będą stawiane w stosunku do silników dwuprzepływowych. Można spodziewać się stosowania w niektórych z nich sprężów przekraczających 30:1 i temperatur przed turbiną ok. 1200 °C. Będzie to miało na celu zmniejszenie ciężaru i wymiarów poprzecznych, które w przypadku silników dwuprzepływowych z natury rzeczy są większe niż w przypadku silników jednoprzepływowych. Należy poza tym oczekiwać dalszego zwiększania stosunku wydatków, nawet do 10:1, co łącznie z dużym sprężem pozwoli na zmniejszenie jednostkowego zużycia paliwa do ok. 0,20 kg/kgH.

W związku z wysokimi sprężami powszechne będzie stosowanie w silnikach dwuprzepływowych stopni odśrodkowych jako stopni wysokiego ciśnienia, a co za tym idzie — również zwrotnych komór spalania. Wysokie temperatury przed turbiną wymagać będą chłodzenia łopatek wirników pierwszego stopnia turbiny (np. chłodzenie transpiracyjne) lub stosowania na nie nowych rodzajów materiałów; nie jest również wykluczone zastosowanie z tego powodu turbin promieniowych. W związku z dużymi stosunkami wydatków i wynikającymi stąd dużymi obciążeniami mechanicznymi łopatek wentylatorów korzystne będzie wykonywanie ich ze zbrojonych materiałów sztucznych lub metalowych (np. „Hyfil” lub „Borsic”).

Należy się liczyć z wprowadzeniem pewnej integracji konstrukcji silników dwuprzepływowych jak to już zrobiono np. w przypadku silnika AiResearch ATF3, w którym osłona kanału zewnętrznego stanowi równocześnie osłonę gondoli silnikowej. Integracja objąć również może niektóre elementy osprzętu silnikowego, np. integracja rozrusznika z wirnikiem sprężarki.

W dziedzinie sterowania silników dwuprzepływowych prawdopodobne jest zastosowanie układów elektronicznych.

Jest rzeczą oczywistą, że nie we wszystkich przypadkach celowe będzie stosowanie kosztownych silników o wysokich osiągnięciach i wskaźnikach i dlatego równoległe będzie również postępował rozwój silników dwuprzepływowych o znacznie prostszej budowie.

*Nabrzmiała od kilku lat sytuacja sprzętowa w Aeroklubie PRL pobudza działalność polskiego lotnictwa sportowego do ożywionej dyskusji i szukania dróg wyjścia z pogłębiającego się impasu. W dyskusji jednakże zabrakło dotychczas wypowiedzi ludzi związanych z przemysłem. Bierny stosunek krajowego przemysłu lotniczego do problematyki samolotu sportowego pogarsza niekorzystną sytuację APRL-u. Artykuł, odpowiadając na pytanie: „czy potrafimy konstruować samoloty”, stanowi jednocześnie próbę sformułowania programu rozwiązania obecnych trudności sprzętowych.*

## SPÓR O SAMOLOT SPORTOWY

Ukazujące się od dłuższego czasu na łamach krajowej prasy lotniczej wypowiedzi ludzi związanych ze sportem i szkoleniem samolotowym o sytuacji sprzętowej APRL [1], [2], [3], skłaniają do przemyślenia tego drażliwego tematu. Powszechnie znany jest brak dobrego samolotu sportowego w naszych aeroklubach regionalnych, wiadomo również, że nie ma na czym szkolić młodych pilotów. Odbiło się to na poziomie wyszkolenia naszych samolotowych pilotów sportowych i spowodowało utratę kontaktu z czołówką europejską. Liczne głosy delegatów na VIII, a ostatnio na IX Krajowym Zjeździe Aeroklubu Polskiej Rzeczypospolitej Ludowej, wskazują na to, że już dawno powinna być dojrzeć decyzja o podjęciu budowy i produkcji w kraju odpowiedniego sprzętu.

Złożyło się jednak wiele przyczyn, dla których decyzja taka dotychczas nie zapadła. Węzłowym punktem, od którego zaczęły się trudności pochodne, był odczuwany od wielu lat brak perspektywicznego planu, bilansującego zapotrzebowanie na sprzęt lotniczy z możliwościami krajowej bazy wytwórczej i wytyczającego kierunki jego rozwoju. W przemyśle lotniczym planowaniem powinien być objęty rozwój płatowców, silników i nowoczesnego wyposażenia. Tematy te są ściśle od siebie uzależnione pod względem kooperacji i wymagają dokładnego uzgodnienia niezbędnych wyprzedzeń czasowych w odniesieniu do płatowca. Kompleksowy plan powinien być opracowany na okres co najmniej siedmioletni, a następnie stale aktualizowany i rozwijany, w miarę zmieniających się tendencji światowych. O potrzebie opracowania takiego planu mówiono już w roku 1962 na naradach branżowych osprzętu, silników i płatowców. Były one zorganizowane przez Sekcję Lotniczą SIMP i Zjednoczenie Przemysłu Lotniczego w trzech kluczowych zakładach lotniczych.

Niestety, z różnych powodów, znanych tylko ówczesnemu kierownictwu ZPL, plan ten przez wiele lat nie mógł się doczekać opracowania [4]. Wskutek braku



1. RWD-13 po naprawie, wykonanej w roku 1964 przez WSK Mielec dla Muzeum Lotnictwa w Krakowie

skryształizowanych perspektyw działania, zaczął zarysowywać się od roku 1962 regres dobrze zapowiadających się biur konstrukcyjnych. Zaniechanie prac nad wieloma zaawansowanymi konstrukcjami doprowadziło z kolei do odpływu z przemysłu lotniczego doświadczonej kadry konstruktorów. W tej sytuacji, w połowie lat sześćdziesiątych powstały duże trudności w konstruowaniu nowych samolotów, a nawet w rozwijaniu konstrukcji już istniejących. Wskutek tego w ciągu ostatnich lat nie zostały przygotowane odpowiednio atrakcyjne propozycje produkcyjne. Możliwości skutecznego działania zaplecza konstrukcyjnego zmniejszyły się ostatnio dodatkowo z chwilą przejścia Wytwórni Sprzętu Komunikacyjnego na Okęciu do innego zjednoczenia branżowego<sup>1</sup>.

W ten sposób przemysł lotniczy, przy i tak już skromnych możliwościach kadrowych, robi noworoczny prezent z wysoko wykwalifikowanych specjalistów lotniczych na rzecz mniej złożonej branży. Niezadowolający jest ponadto dopływ absolwentów Wydziału MEL Politechniki Warszawskiej do zakładów lotniczych. Odczuwa się również brak techników o specjalnościach lotniczych.

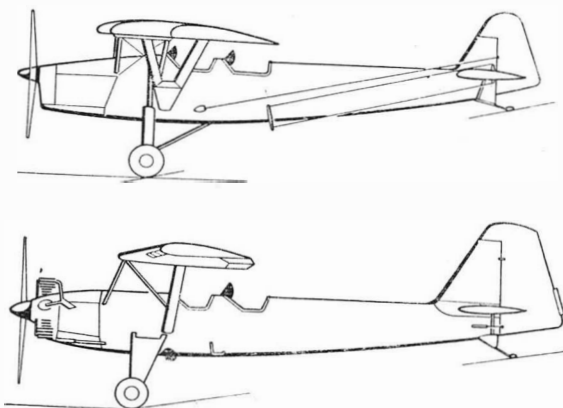
Będąc pod wrażeniem piętrzących się przeszkód, z którymi wciąż musi walczyć nasz przemysł lotniczy, nieraz można spotkać się z pytaniem: „Czy w tej sytuacji jesteśmy w stanie konstruować samoloty?” Podobne pytania padały już niejednokrotnie podczas różnych spotkań aktywu lotnictwa sportowego. Podejmowano ten temat również w dyskusji na poznańskiej konferencji naukowo-technicznej *Aktualne problemy polskiego lotnictwa* w październiku 1967 roku, zorganizowanej wspólnie przez Sekcję Główną Komunikacji Lotniczej SITK i Sekcję Lotniczą SIMP.

Dochodziło nawet do tego, iż wskutek nieznamości zagadnienia niektórzy działacze lotnictwa sportowego w dyskusjach zjazdowych i na łamach prasy stwierdzali wręcz, że nie potrafimy zbudować dobrego samolotu sportowego [5]. O szkodliwości takiego twierdzenia może świadczyć artykuł Z. Szeligi na temat działalności polskiego przemysłu lotniczego, gdzie przyjęte ono zostało w uogólnionej formie jako pewnik nie podlegający dyskusji [16]. Bez głębszej analizy tematu ubolewa się również nad tym, że po wojnie nie wznowiono produkcji znanego w okresie przedwojennym samolotu

RWD-9 [6], widząc w tym receptę na usunięcie wszelkich trudności sprzętowych.

Nieporozumienie polega na tym, że w polskim lotnictwie sportowym lat trzydziestych były szeroko stosowane nie wyczynowe samoloty RWD-9 zbudowane w kilku egzemplarzach na IV Challenge w 1934 roku, lecz szkolno-turystyczne RWD-8 oraz turystyczne RWD-13<sup>2</sup> (rys. 1). Spróbujmy więc zastanowić się nad tym zagadnieniem. W pierwszym rzędzie należy sobie uzmysłowić, że wznowienie produkcji samolotu RWD-9 (czy jak kto woli — RWD-8) nie zaspokoiłoby dzisiejszych potrzeb APRL. Są one zbyt zróżnicowane, aby można je było wypełnić jednym typem samolotu. Pomijając fakt nie istnienia po wojnie dokumentacji konstrukcyjnej, można również przypuszczać, że samolot RWD-8 nie spełniłby obecnych wymagań w zakresie stateczności kierunkowej i wymagałby podobnego przepracowania, jak S-3 „Kania”<sup>2</sup>, w wyniku którego powstała wersja S-4 „Kania” 3 (rys. 2).

W celach porównawczych zestawiono w tablicy 1 dane techniczne obu wyżej wymienionych konstrukcji przedwojennych oraz ich odpowiedników powojennych. Ujęte również w tablicy prototypy M-2 i M-4 stanowią nową generację samolotów szkolno-treningowych i nie są



2. Podobieństwo sylwetek RWD-8 i S-4 „Kania” 3

porównywalne z żadną konstrukcją przedwojenną. Tablicę opracowano głównie na podstawie [7] i [8], uzupełniając niektóre dane w oparciu o wyniki prób w locie.

Z tablicy 1 i rys. 2 widać wyraźnie, że pod względem układu konstrukcyjnego, kształtu i osiągnięć odpowiednikiem samolotu RWD-8 jest S-4 „Kania” 3 (rys. 3), przy czym niektóre jego parametry są nawet lepsze (np. większy ciężar użyteczny, mniejsza prędkość lądowania, większy zasięg). Z kolei odpowiednikiem samolotu RWD-13 jest PZL-104 „Wilga” C (rys. 4), ale o konstrukcji znacznie nowocześniejszej, całkowicie metalowej i ze znacznie bogatszym programem użytkowym. Jego przeznaczenie to: holowanie szybowców, wywożenie skoczków, przewóz chorych — w wersji sanitarnej, usługi agrolotnicze — w wersji rolniczej.

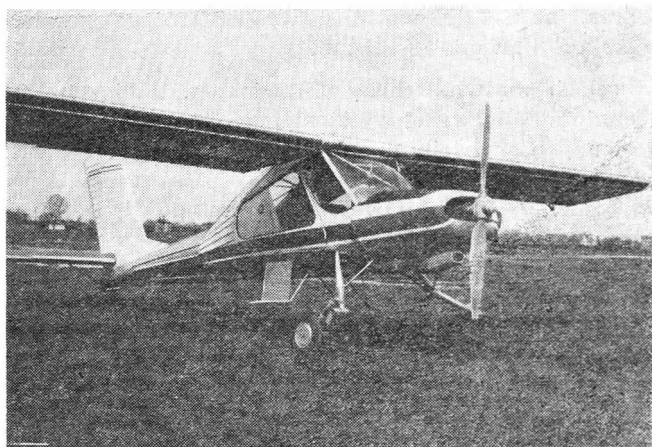
Przedstawione porównanie przeczy tezie, jakoby w kraju nikt nie potrafił zbudować dobrego samolotu dla

<sup>2</sup> RWD-13 został opracowany na podstawie doświadczeń Challenge'ów 1932 i 1934, zebranych na samolotach RWD-6 i RWD-9.

<sup>1</sup> Kombinat PONAR — Zjednoczenie Przemysłu Precyzyjnego



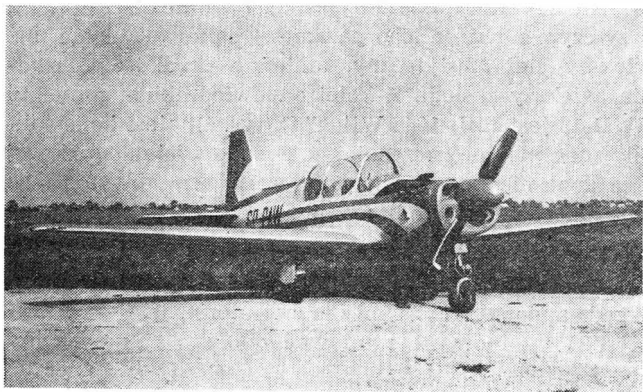
3. Prototyp S-4 „Kania” 3 zbudowany przez OKL przy WSK Mielec



4. „Wilga” z silnikiem Continental O-470L, zbudowana przez OKL przy WSK Okęcie



5. Prototyp M-2, zbudowany przez OKL przy WSK Mielec



6. Prototyp M-4 „Tarpan”, zbudowany przez OKL przy WSK Mielec

APRL. Jednakże przedwojenny przemysł lotniczy był w sytuacji o tyle lepszej, że dysponował silnikami małej mocy, krajowej produkcji, jak np. P.Z. Inż. — Major I, czy P.Z. Inż. — Junior [9]. Konstrukcja samolotu wykonywana była wówczas w sposób optymalny, gdyż nie musiała się opierać na założeniu, że „wykorzystujemy silnik jaki jest, a nie jaki nam potrzebny”. Ilustracją dzisiejszych trudności z napędem jest zastosowanie do samolotu „Wilga” 3 i dalszych jego wersji silnika gwiazdowego AJ-14R o mocy maksymalnej 260 KM, bo tylko taki w kraju był dostępny. Jeżeli przy tym osiągnięto niezłe efekty, świadczy to dobrze o umiejętnościach naszych konstruktorów.

Z uwidocznionego w tablicy 1 porównania wynika, że kadre przedwojennych, sławnych konstruktorów lotniczych zastąpiła młoda, równie uzdolniona kadra inżynierów i techników, która wykazała się pomyślnie zdany egzaminem praktycznym. Nowe perspektywy twórcze zarysowały się dla niej ostatnio po utworzeniu w przemyśle lotniczym Zakładów Doświadczalnych, które podejmują odpowiedzialne zadania, wynikające z potrzeb obronności i gospodarki narodowej. Oczywiście, należy sobie zdawać sprawę z tego, że samo utworzenie Zakładów Doświadczalnych nie rozwiąże automatycznie wszystkich, latami narastających, trudności. Potrzebny będzie jeszcze duży wysiłek organizacyjny, który zacznie procentować dopiero za kilka lat. Tym niemniej został uczyniony poważny i budzący uzasadniony optymizm krok naprzód pod warunkiem, że dalsze poczynania będą konsekwentnie realizowane w zapoczątkowanym kierunku. Obecnie istnieją możliwości prowadzenia w sposób zorganizowany prac konstrukcyjno-doświadczalnych również w zakresie samolotów szkolno-treningowych i ich odmian.

W konstruowaniu samolotów szkolno-treningowych polski przemysł lotniczy ma bogate tradycje, wypracowane w dwudziestopięcioleciu PRL. Są to zbudowane zarówno na potrzeby wojska konstrukcje doc. T. Sołtyka: LWD „Junak” 2, „Junak” 3, TS-8 „Bies”, TS-11 „Iskra”, jak i na potrzeby Aeroklubu PRL konstrukcje zespołów S. Jachyry i J. Olenderka: M-2 (rys. 5) i M-4 „Tarpan”. Ze względu na szczupłość miejsca wymieniłem tylko niektóre konstrukcje. Ogółem w latach 1945: do 1967 zbudowano w Polsce 44 prototypy samolotów, z których 21 było typami zupełnie nowymi. Samych prototypów samolotów szkolno-treningowych zbudowano 19, z których w mniejszej lub większej ilości produkowano 7 typów [10].

Samoloty TS-8 i TS-11 opracowane w warszawskim Ośrodku Konstrukcji Lotniczych i oblatane: pierwszy w roku 1955, drugi w roku 1960, są przykładem wysokich umiejętności konstruktorskich. TS-8 „Bies” z silnikiem tłokowym W. Narkiewicza jest zdobywcą trzech rekordów międzynarodowych. W niewielkiej liczbie odstępionej przez wojsko zasilił on również aerokluby. Aktualnie produkowany samolot TS-11 „Iskra”, z silnikiem odrzutowym polskiej konstrukcji SO-1<sup>3</sup>, jest jednym z lepszych na świecie samolotów szkolno-treningowych i legitymuje się czterema rekordami międzynarodowymi. Jest on w dalszym ciągu stale ulepszany i rozwijany przez przemysł krajowy.

Samoloty M-2 i M-4 (rys. 6) zostały opracowane w mieleckim Ośrodku Konstrukcji Lotniczych i oblatane:

<sup>3</sup> Silnik o ciągu startowym 1000 kG; pierwsza wersja samolotu była wyposażona w silnik HO-10 o ciągu 780 kG.



Tablica 1. Zestawienie danych technicznych

Dane techniczne samolotu	typ	RWD-8	S-4 „Kania” 3	RWD-13	PZL-104 „Wilga” C	M-2	M-4 „Tarpan”
	prze- znacze- nie	szkolno- -turystyczny	holujący	turystyczny i sanitarny	wielozadaniowy	szkolno- -treningowy	szkolno-tre- ningowy
Rok budowy prototypu		1932	1958	1935	1964	1958	1961
Układ konstrukcyjny		górnopłat	górnopłat	górnopłat	górnopłat	dolnopłat	dolnopłat
Liczba miejsc		2	2	3	4	2	2
Rozpiętość [m]		11,0	12,16	11,5	11,14	9,50	8,85
Długość [m]		8,0	8,72	7,85	8,25	7,62	7,35
Wysokość [m]		2,30	2,35	2,05	2,85	3,02	2,61
Powierzchnia nośna [m <sup>2</sup> ]		19,34	19,70	16,0	15,5	13,62	11,79
Ciężar własny [kG]		500	660	530	670	788	888
Ciężar użyteczny [kG]		248	315	360	480	279	312
Ciężar całkowity [kG]		748	975	890	1150	1067	1200
Obciążenie powierzchni nośnej $\left[ \frac{\text{kG}}{\text{m}^2} \right]$		38,7	49,5	55,6	74,0	78,0	103,0
Obciążenie mocy $\left[ \frac{\text{kG}}{\text{KM}} \right]$		6,23	7,8	6,85	5,1	4,85	6,15
Prędkość maksymalna $\left[ \frac{\text{km}}{\text{h}} \right]$		170 ÷ 175	171	210	203	253	285
Prędkość przelotowa $\left[ \frac{\text{km}}{\text{h}} \right]$		140 ÷ 145	130	180	180	220	260
Prędkość lądowania $\left[ \frac{\text{km}}{\text{h}} \right]$		75	63	67	53 <sup>1</sup>	105	106
Prędkość wznoszenia $\left[ \frac{\text{m}}{\text{s}} \right]$		4,6	4,5	—	4,7	6,3	4,2
Prędkość dopuszczalna nurkowania $\left[ \frac{\text{km}}{\text{h}} \right]$		—	260	—	308	330	450
Czas wznoszenia na H = 1000 m [min]		—	6 <sup>2</sup>	5	4,5	2,83 <sup>4</sup>	—
Pałap [m]		5000	5100	4200	4850 <sup>4</sup>	5475	4400
Zasięg [km]		435	580	900	600	600	750
Rozbieg [m]		—	84	—	120	160	200
Dobieg [m]		—	86	—	100	180	180
Typ silnika		P.Z. Inż. -Junior	M-11D	Walter „Major” 4 lub P.Z. Inż. Major I	Continental 0-470 -13A	Praga „Doris B”	WN-6B2
Moc startowa [KM]		120	125	—	225	220	195
Moc silnika nominalna [KM]		110	115	130	162 <sup>5</sup>	180	160
Przelotowe zużycie paliwa $\left[ \frac{\text{kG}}{\text{h}} \right]$		24	25,7	—	39,5	35,8	34,3

pierwszy w roku 1958, drugi w roku 1961. Są to wolno-  
nośne dolnopłaty, całkowicie metalowe, zaprojektowa-  
ne bardzo nowocześnie. Konstrukcja samolotu M-4 jesz-  
cze dziś w dużym stopniu pokrywa się z obecnie rozwija-  
nymi konstrukcjami światowymi.

Z samolotem M-4 „Tarpan” kierownictwo APRL łączy-  
ło duże nadzieje, był on bowiem opracowany z myślą  
o dalszym rozwoju. Przyszłość tego samolotu wyznaczy-  
ły nie drobne usterki, które mogły być usunięte po pró-  
bach państwowych prototypu, lecz dwa poważne za-



7. Zachodnioniemiecki SIAT 223 „Flamingo” (Jane's All the World's Aircraft 1967—68)

gadnienia, których zespół OKL w Mielcu rozwiązać we własnym zakresie nie mógł, a mianowicie:

- brak dobrego, wypróbowanego silnika w układzie leżącym; silnik krajowy WN-6B wykazywał wady dyskwalifikujące go, wskutek czego zaistniała konieczność przeprojektowania silnika
- wysoka cena samolotu, wynikająca z zaplanowania do produkcji ograniczonej liczby egzemplarzy.

Samolot miał spełniać wiele „wyśrubowanych” założeń konstrukcyjno-użytkowych. Miał on np. wysokie współczynniki dopuszczalnych obciążeń, co umożliwiało wykonywanie pełnej akrobacji, całkowicie metalową konstrukcję, zapewniającą dużą trwałość, integralne zbiorniki paliwa w skrzydłach, trójkątowe i chowane pod-

Tablica 2. Wersje rozwojowe samolotów

Nazwa samolotu	Typ (wersja)	Silnik	Moc [KM]	Ro- budo- wy pro- totypu	Kraj macierzysty
Zlin	Z. 126	Walter „Mi- nor” 4-III	105	1953	CSRS
	Z. 526	Walter „Mi- nor” 6-III	160	1966	CSRS
Jak	18	M-11FR	160	1946	ZSRR
	18A	AI-14RF	300	1957	ZSRR
Aviamilano	P. 19	Continental 0-200-A	100	1959	Włochy
	P. 19R	Lycoming 0-320-A1A	150	1964	Włochy
Beagle „Pup”	100	Continental 0-200A	100	1967	W. Bryt.
	150	Lycoming 0-320	150		W. Bryt.
AS-202 „Bravo”	10	Lycoming 0-235-C2A	115	1969	Włochy + Szwajca- ria
	15	Lycoming 0-320-E2A	150	1969	
SIAT	222	Lycoming 10. 360-C1A	200	1967	NRF
	223	Lycoming 10. 360-C1A	200	1967	NRF
„Tarpan”	M-4	WN-6B2	195	1961	Polska
	M-4A	WN-6B2	195	1965	Polska

<sup>1</sup> prędkość minimalna;

<sup>2</sup> z szybowcem „Mucha 100”;

<sup>3</sup> wartość obliczeniowa;

<sup>4</sup> krajowy rekord wysokości dla samolotów o ciężarze do 1000 kg, pobity na „Wilde C” przez J. Jędrzejowskiego w 1964 r, wynosi 6836 m;

<sup>5</sup> moc przelotowa;

wozie. Duże nasycenie samolotu instalacjami i wyposażeniem dodatkowo podrażało konstrukcję.

Zrealizowanie powyższych wymagań spowodowało, że „Tarpan” wybiegł swą klasą poza potrzeby i ówczesne możliwości finansowe APRL.

Ostatnio w krajach zachodnich obserwuje się dążenie do opracowywania samolotów szkolnych, dopuszczalnych jak „Tarpan” do wykonywania pełnego zakresu akrobacji. Do niedawna programy szkolenia w szkołach lotniczych na Zachodzie były oparte w dużej mierze o samoloty szkolne produkcji amerykańskiej, które, mimo nowoczesnej sylwetki i komfortowego rozwiązania wnętrza oraz dużej trwałości zespołów, nie zapewniały jednak uniwersalności wyszkolenia pilota. Nowe samoloty aeroklubowe, których przedstawicielami mogą być zachodnioniemieckie SIAT 223 „Flamingo” (rys. 7), angielski Beagle B.121 „Pup”, czechosłowacki Zlin Z-42, czy włosko-szwajcarski AS-202 „Bravo”, cechują: wzmocniona konstrukcja, mały ciężar, niska cena, łatwa obsługa i niskie koszty użytkowania.

Istnieją określone tendencje rozwoju samolotów szkoleniowo-treningowych, które łatwo wychwycić przez porównanie różnych wersji produkowanych w okresie kilku, a nawet kilkunastu lat. Wiadomo przecież, że dobry samolot nie starzeje się szybko, przechodząc różnorodne mutacje i ewolucje. W tablicy 2 zestawiono wersje rozwojowe siedmiu wybranych samolotów, a wśród nich odmiany krajowego samolotu M-4 „Tarpan” (2 prototypy).

Porównane samoloty to dolnopłaty wolnonośne o konstrukcji metalowej. Jedynie Aviamilano P.19 i jego odmiana P.19R ma konstrukcję mieszaną (kratownica kadłuba spawana z rur stalowych, skrzydło całkowicie drewniane pokryte sklejką, płótnem i częściowo laminatem). Zmiany niektórych parametrów charakterystyki tych samolotów zostały przedstawione na rysunku 8, opracowanym w oparciu o [7], [8], [10], [11], [12], [13]. Charakterystyki AS-202 „Bravo” są podane jako szacunkowe, na podstawie badań tunelowych.

*Dokończenie w następnym numerze*

#### UWAGA PRENUMERATORZY CZASOPISM WCT NOT

Zakład Kolportażu Wydawnictw Czasopism Technicznych NOT począwszy od 1971 roku wprowadza do sposobów prenumerowania czasopism technicznych poważne udogodnienie, które:

- odciąży prenumeratorów
- usprawni pracę kolportażu
- spowoduje oszczędności finansowe.

Będzie to tzw. prenumerata ciągła, obowiązująca zakłady pracy, biblioteki, organizacje itp.

Institucja, która zamówi czasopisma techniczne WCT NOT na 1971 r. i wpłaci należność za ten okres, nie jest obowiązana w latach następnych (1972, 1973, 1974 itd.) nadsyłać co roku nowych zamówień, ponieważ prenumerata ciągła ważna jest na czas nieograniczony. Dla utrzymania abonamentu wystarczy w latach następnych wpłacać w przewidzianym terminie od 1 lipca do 20 listopada należność za prenumeratę na rok następny.

Zamówienia na prenumeratę ciągłą na rok 1971 prosimy nadsyłać w okresie od I.VII. do 20.XI. br. do Zakładu Kolportażu WCT NOT, Warszawa, ul. Mazowiecka 12, nr konta 1-9-121697 wnosząc jednocześnie należność za jeden rok.

W przypadku jakichkolwiek zmian (tytułów, rezygnacji z prenumeraty itp.) prosimy o natychmiastowe powiadomienie o nich Zakładu Kolportażu WCT NOT.

Zaznaczamy, że prenumerata ciągła nie dotyczy prenumeratorów indywidualnych, którzy w dalszym ciągu zamawiają czasopisma WCT NOT w urzędach pocztowych do każdego 10. miesiąca poprzedzającego okres prenumeraty — roczny, półroczny, kwartalny.

*W artykule omówiono sytuację transportu i udział lotnictwa w przewozach. Przedstawiono koszty i wpływy przewoźników lotniczych w aspekcie obniżki kosztów jednostkowych oraz wzrostu masy przewozów. Wskazano kierunki rozwoju małych i średnich towarzystw na tle szybko postępującej modernizacji sprzętu lotniczego.*

## ROZWÓJ TRANSPORTU LOTNICZEGO

Każdy transport przechodzi kolejne fazy rozwojowe i osiągnąwszy punkt szczytowy traci zwolna na znaczeniu. Wiąże się to zazwyczaj z osiągnięciem stanu „dojrzałości” technicznej i jednoczesnym pojawieniem się środków komunikacji bardziej nowoczesnych, bardziej konkurencyjnych. Nie odwołując się może do okresu, w którym największą rolę w transporcie odgrywał koń, ponieważ przedmiotem rozważań są zjawiska związane z postępem techniki, można powołać się na przykład transportu kolejowego, który w dziedzinie przewozów pasażerskich dawno już przeżył okres swego niepodzielnego niemal panowania. Jeśli nawet masa przewozów pasażerskich wzrasta, to jednak udział procentowy tych przewozów w ogólnej puli przewozów pasażerskich systematycznie maleje. Podobne zjawisko obserwujemy w skali światowej w odniesieniu do samochodów osobowych: w ostatnich latach nie wzrasta już udział tego środka komunikacji w przewozach pasażerskich, a ostatnio ulega nawet obniżeniu. Ten trend światowy dyktowany jest oczywiście przez państwa o bardzo wysokim stopniu motoryzacji, przede wszystkim: przez Stany Zjednoczone, w których bezwzględna wielkość przewozów pasażerskich samochodami jest tak olbrzymia, że decyduje właściwie o obrazie sytuacji światowej. Prawdopodobnie jednakże jest, że moment, od którego udział samochodów osobowych zacznie wyraźnie spadać, odsunie się jeszcze w czasie, bowiem pełen rozmachu rozwój przemysłu motoryzacyjnego w Związku Radzieckim może takie zjawisko zahamować na całe lata.

Wróćmy jeszcze na chwilę do użytego na wstępie terminu „dojrzałość techniczna” i spróbujmy wyjaśnić go bliżej.

Otóż z pewnością dalszy postęp techniczny i kolejne udoskonalenia są możliwe w odniesieniu zarówno do samochodów (próby podjęcia produkcji samochodów elektrycznych na szerszą skalę, badania nad napędem na baterie itd.), jak i dla statków czy kolei. Zasadniczy jednak problem tkwi w cenie realizacji takiego postępu. Jest to zresztą pytanie istotne nie tylko w transporcie. W przypadku badań przemysłowych określa się na ogół rozmiary produkcji, przy osiągnięciu których następuje zwrot nakładów poniesionych na badania i to w tak krótkim okresie, w którym realizowany program nazwać można jeszcze postępem.

Podobnie wygląda sytuacja w dziedzinie transportu. Oczywiście dalsze udoskonalenie istniejących środków transportu jest jeszcze możliwe, ale zważywszy na wielkość nakładów, które w miarę ogólnego rozwoju

techniki są coraz wyższe, należy zadać sobie pytanie, czy zwiększenie rozmiarów „produkcji” pozwoli na ich wycofanie. Wzrost produkcji oznacza w dziedzinie transportu zwiększenie masy przewozów. Globalna wielkość światowych przewozów pasażerskich wszystkimi środkami komunikacji nieustannie wzrasta, a wyjaśnianie tego zjawiska nie mieści się w granicach niniejszego artykułu. Dla poszczególnych środków transportu najżywotniejszym problemem jest podział tej masy.

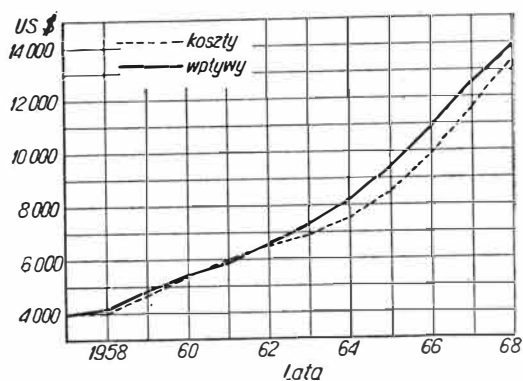
Możliwość zwiększenia udziału określonego środka transportu w obsłudze przewozów pasażerskich wynika albo z wprowadzania takich udoskonaleń technicznych, które zwiększają jego atrakcyjność i konkurencyjność w porównaniu z innymi środkami i to w takim stopniu, że nawet przy wyższym koszcie jednostkowym, a więc i cenie przewozu, korzyść płynąca z dokonanego wyboru z punktu widzenia użytkownika uzasadnia wyższą opłatę; albo też z faktu, że realizowany postęp umożliwi obniżenie jednostkowego kosztu przewozu, a więc i jego ceny do poziomu konkurencyjnego z innymi środkami transportu.

Podsumowując tę wstępną część spróbuję określić co w niniejszych rozważaniach rozumię przez środek transportu, który osiągnął już stopień dojrzałości. Jest to więc taki środek transportu, którego udział (nie bezwzględna wielkość) w obsłudze przewozów pasażerskich osiągnął już szczytowy punkt, poza który nie można wykroczyć ze względów techniczno-ekonomicznych. Oznacza to, że dalsze nakłady na ewentualne udoskonalenia techniczne nie zwiększą na tyle konkurencyjności (tak w dziedzinie parametrów „użytkowych”, np. szybkość, wygoda, jak i w dziedzinie cen), by istniała realna szansa utrzymania rosnącego udziału w obsłudze przewozów i jednoczesnego zwrotu poniesionych nakładów. Nie oznacza to rzecz jasna, że postęp w tych gałęziach transportu nie jest opłacalny w ogóle; ponoszone nakłady mogą się zwracać, masa przewozów może wzrastać, ale udział w obsłudze globalnej masy przewozów nie będzie się już powiększał.

W oparciu o powyższe stwierdzenia można więc określić warunki, jakie musi spełniać rozwojowa gałąź transportu, która nie osiągnęła jeszcze stadium dojrzałości; szybki zwrot zainwestowanych sum, szybki — ze względu na tempo, w jakim we współczesnym świecie dokonuje się postęp techniczny i wzrastający udział w obsłudze przewozów pasażerskich.

Jak w takim kontekście wygląda sytuacja lotnictwa? Znanym powszechnie zjawiskiem jest fakt, że wielkość

nakładów na lotnictwo komunikacyjne stale wzrasta i zamyka się olbrzymimi kwotami. Dość powiedzieć, że cena samolotów eksploatowanych w bieżącym dziesięcioleciu DC-8, B-707 w różnych wersjach wahała się od 5 do 10 mln dolarów. Dla samolotów lat siedemdziesiątych od B-747 poczynając, a na amerykańskim SST kończąc, ceny wahały się od dwudziestu paru do 45 milionów dolarów. Poza cenami sprzętu należy pamiętać także o tym, że coraz większe zagęszczenie ruchu lotniczego wymaga coraz nowocześniejszych i kosztowniejszych



1. Wpływy i koszty eksploatacyjne przedsiębiorstw lotniczych (na podstawie danych IATA World Air Transport Statistics 1968)

urządzeń kontroli ruchu, że buduje się coraz większe i coraz kosztowniejsze lotniska, że w skali światowej stale wzrasta zatrudnienie i płaca w transporcie lotniczym. Jak wielkie są koszty ponoszone przez przedsiębiorstwa lotnicze, niech ilustruje suma 120 mln \$ — jest to 1% kosztów eksploatacyjnych członków IATA w 1968 roku. W tym samym czasie 1% wpływów wyniósł jednak 124 mln \$. Wielkości globalne kosztów i wpływów światowych przedsiębiorstw lotniczych przedstawiono na rys. 1.

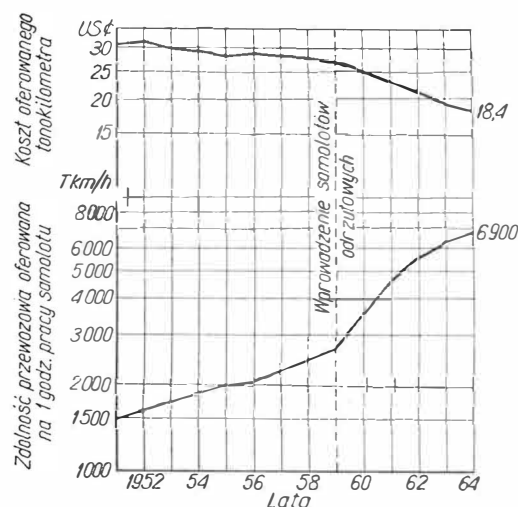
Temu stałemu wzrostowi ogólnych sum kosztów i wpływów towarzyszy ciągle obniżka taryf, wynosząca około 2% rocznie. Jedną z przyczyn tego zjawiska jest stale wzrastające oferowanie zdolności przewozowej, zmuszające towarzystwa lotnicze do poszukiwania nowych, dotychczas dla transportu lotniczego niedostępnych, rynków (szczególnie uważnie rozważane są problemy taryfowe na okres 1971—1973 w związku z wprowadzeniem do eksploatacji samolotów o bardzo dużej pojemności). Z drugiej jednak strony pojawienie się nowych typów sprzętu o bardzo dużej produktywności poprzedzane jest kompleksowymi badaniami rynku, uzasadniającymi opłacalność podejmowania nowej produkcji. Jak ta obniżka taryf ma się do poziomu kosztów przedsiębiorstw lotniczych?

Mimo wzrastających w szybkim tempie globalnych sum kosztów maleją koszty jednostkowe. Pozostaje to w bezpośrednim związku ze zwiększającą się produktywnością nowych typów sprzętu, która następuje szybciej niż ogólny wzrost kosztów. Znakomitym przykładem są tu lata 1958—60, kiedy wprowadzone zostały do eksploatacji samoloty odrzutowe. Rysunek 2 ilustruje proporcje wzrostu produktywności sprzętu i obniżki kosztów jednostkowych w tym okresie.

Drugim czynnikiem obniżki kosztów jednostkowych, którego nie należy pomijać, jest stałe zwiększanie się udziału przewozów dalekiego zasięgu w ogólnej masie

przewozów (czego dowodem jest stałe wydłużanie średnich odcinków przewozu). W przewozach takich korzystniej kształtują się proporcje wpływów i kosztów, co wynika zarówno z bardziej intensywnego wykorzystania sprzętu (obecnie wykorzystanie sprzętu dalekiego zasięgu wynosi 10—12 godzin dziennie, podczas gdy sprzęt krótkiego zasięgu na liniach europejskich wykorzystywany jest maksymalnie w granicach 5—7 godzin dziennie), a więc rozłożenia się kosztów, które nie są bezpośrednio związane z wykonywaniem określonego lotu, amortyzacja, ubezpieczenia, przeglądy i remonty itd. na większą ilość godzin pracy samolotu, jak też ze zmniejszenia obciążenia godziny lotu kosztami bezpośrednio związanymi z obsługą danej trasy. Mam tu na myśli wszelkie opłaty portowe, start i lądowanie, handling, opłaty postojowe, które stanowią niebagatelną pozycję w kosztach. Obecnie przewoźnicy lotniczy płacą rocznie około 500 mln dolarów za korzystanie z lotnisk, a udział tych kosztów w kosztach eksploatacyjnych ogółem waha się od 3—10%, w zależności od regionu geograficznego i struktury linii. Koszty te są oczywiście najwyższe w przedsiębiorstwa eksploatujących trasy krótkie np. w PLL „Lot” udział tych kosztów wynosi około 9%. Jeszcze jedna kategoria kosztów wydatnie obciąża jego linie krótkie, to koszty sprzedaży i rezerwacji, które są takie same, niezależnie od tego, czy pasażer leci 600 km czy 6000 kilometrów. Stąd też wszyscy przewoźnicy dążą do zmiany struktury swych linii, do zwiększenia udziału połączeń dalekiego zasięgu, które korzystnie wpływają na obraz sytuacji kosztów w przedsiębiorstwach.

Reasumując, można aktualną sytuację lotnictwa pasażerskiego scharakteryzować następująco: zjawisku stalej obniżki kosztów i wpływów (taryf) jednostkowych



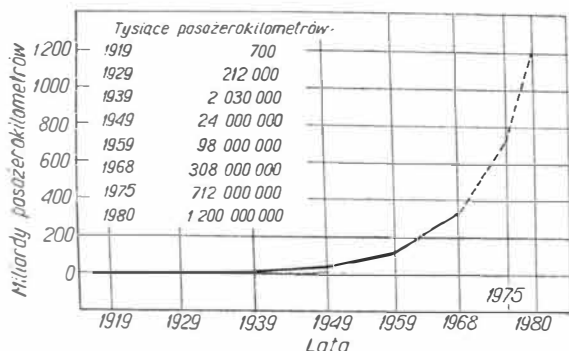
2. Koszt jednostkowy i produktywność samolotów (linie regularne państw członkowskich ICAO)

towarzyszy stały, bardzo szybki, wzrost masy przewozów i stała nadwyżka wpływów nad kosztami (przy jednoczesnej tendencji do obniżania się stopy zysku).

Tempo wzrostu lotniczych przewozów pasażerskich wynosiło w dziesięcioleciu 1958—1968 średnio około 14% rocznie, podczas gdy tempo wzrostu przewozów pasażerskich wszystkimi środkami komunikacji łącznie szacuje się na świecie w granicach 5—6% rocznie. Tak więc przewozy lotnicze rozwijają się szybciej i ich

udział w obsłudze ruchu pasażerskiego ulega ciąglemu zwiększaniu.

Jak wygląda przyszłość pasażerskich przewozów lotniczych? Czy — niezależnie od normalnego wzrostu ruchu pasażerskiego wynikającego ze zwiększającej się masy światowych przewozów pasażerskich wszystkimi środkami lokomocji — udział lotnictwa nadal będzie



3. Rozwój dotychczasowy i prognoza światowych przewozów lotniczych

wzrastał? Odpowiedź wydaje się nie budzić wątpliwości. Specjalistyczne prognozy przewodują, że w r. 1975 przewozy pasażerskie wyrażą się sumą 712 mld pasażerokilometrów, a w r. 1980 — 1200 mld w porównaniu do 308 mld w roku 1968. Oznacza to, że w ciągu dwunastu lat przewozy pasażerskie wzrosną niemal czterokrotnie (średnie przyrosty roczne wyniosą około 12<sup>o</sup>/o).

Czy jednak towarzystwa lotnicze będą w stanie sprostać takiemu tempu rozwoju? Sytuacja dużych przedsiębiorstw lotniczych nie budzi większych obaw, ponieważ — nawet przy niezbyt wysokiej stopie zysku masa zysku pozwala na inwestowanie w szerokim zakresie w nowy, kosztowny sprzęt. Jak jednak będzie wyglądać sytuacja średnich i małych przedsiębiorstw, z chwilą gdy zaczną one aspirować do nowoczesności? Nie jest to zresztą kwestia prestiżu czy ambicji, ale konieczność dla tych, którzy nie chcą zginąć. Duże przedsiębiorstwa eksploatujące samoloty o dużej produktywności będą naciskały na dalszą obniżkę taryf, która będzie do przyjęcia przede wszystkim dla posiadających sprzęt o podobnych parametrach ekonomiczno-eksploatacyjnych. A trzeba pamiętać, że jeden samolot B-747 kosztuje 23 mln dolarów, przy czym koszt jednostkowy oferowanego tonokilometra jest niższy niż na wszystkich dotychczasowych typach samolotów.

Wydaje się, że szansą dla małych i średnich przedsiębiorstw jest nawiązanie współpracy zmierzającej do obniżenia poziomu kosztów. Zgodnie z szacunkiem przedstawionym na dorocznym zgromadzeniu ogólnym IATA w 1969 r. przez A. Norlina możliwe jest zredukowanie sum przeznaczonych na inwestycje o około 30%, jeżeli 3—4 towarzystwa lotnicze eksploatujące 10—15 nowoczesnych samolotów odrzutowych o dużej pojemności osiągną porozumienie co do zakupu symulatorów, części zamiennych i silników zapasowych, budowy hangarów i warsztatów. Wspólnie organizowane przeglądy i naprawy mogą spowodować obniżenie tej grupy kosztów o około 20%. Niezbędnym warunkiem takiej współpracy jest oczywiście identyczna specyfikacja sprzętu i identyczne standardy. Mamy już zresztą przykłady ta-

Dokończenie na str. 27

## UKŁADY STABILIZACJI CZĘSTOTLIWOŚCI STOSOWANE W PRZETWORNICACH LOTNICZYCH

Podstawowym źródłem energii elektrycznej na samolocie jest prądnica prądu stałego. W przypadkach awaryjnych prądnicę zastępuje akumulator, który zapewnia przez pewien czas zasilanie odbiorników energii elektrycznej zainstalowanych w samolocie. Jednak prąd stały ma stałą wartość napięcia, co nie zawsze jest wygodne, gdyż często odbiorniki energii elektrycznej wymagają zasilania prądem przemiennym o różnych wartościach napięć, np. sztuczny horyzont zasilany jest trójfazowym prądem przemiennym o częstotliwości 400 Hz i napięciu 36 V. Często bywa tak, że do zasilania danego odbiornika potrzebny jest prąd stały, lecz o znacznie wyższym napięciu, wobec czego zostaje on zamieniony na prąd przemienny o odpowiedniej amplitudzie, a ten z kolei zamieniany poprzez prostownik powtórnie na prąd stały. Do zamiany prądu stałego na przemienny wykorzystuje się w lotnictwie najczęściej maszyny elektryczne zwane przetwornicami. Maszyna taka jest połączeniem w jednej obudowie silnika elektrycznego prądu stałego i prądnicy prądu przemiennego. Wirniki tych maszyn są ze sobą połączone mechanicznie, wobec czego po wprawieniu w ruch wirnika silnika, uzyskuje się na zaciskach prądnicy napięcie prądu przemiennego. Po przeprowadzeniu pewnych doświadczeń okazało się, że wiele urządzeń zasilanych z przetwornic lotniczych ma pewne błędy, które ulegają zwiększaniu wtedy, gdy wartość częstotliwości i napięcia prądu przemiennego odbiega znacznie od wartości znamionowych.

W celu wyeliminowania tych błędów należy zapewnić stałą wartość napięcia i częstotliwości. Dla spełnienia tych wymagań dodawane są do przetwornic układy stabilizacji napięcia i częstotliwości. W niektórych przypadkach dostateczne wyniki otrzymuje się już po zainstalowaniu układu stabilizacji częstotliwości.

### Klasyfikacja stabilizatorów częstotliwości

Obecnie istnieje w technice wiele układów stabilizacji częstotliwości, które mają dokładność od  $\pm 5 \div 0,05\%$ . Do stabilizacji częstotliwości prądu przemiennego przyjmuje się dwa typy regulatorów:

- regulator statyczny,
- regulator astatyczny.

Jako podstawowy parametr regulacji przyjmowane są zazwyczaj chwilowe wartości częstotliwości. Regulator

ry statyczne charakteryzują się tym, że ustalony błąd jest równy zeru przy jednej tylko podstawowej wartości wymuszenia. Jeśli w obwód sterowania regulatora statycznego włączy się człon całkujący, to otrzymamy regulator astatyczny. Przy pracy astatycznej dokładność regulacji zależy od nastrojenia elementu czujnikowego na zadaną częstotliwość i od stabilności parametrów regulatora przy różnych warunkach pracy. W układach astatycznych ustalona wartość częstotliwości jest równa dokładnie zadanej wartości znamionowej. Wychodząc z tych technicznych wymagań dla układów stabilizacji w przetwornicach, można je podzielić pod względem dokładności regulacji częstotliwości na 3 grupy:

1. Układy stabilizujące częstotliwość z dokładnością do  $\pm 2\%$ .
2. Układy stabilizujące częstotliwość z dokładnością od  $\pm 2\%$  do  $\pm 0,5\%$ .
3. Układy stabilizujące częstotliwość z dokładnością od  $\pm 0,5\%$  do  $\pm 0,05\%$  i wyżej.

Żądaną wartość częstotliwości powinny zapewniać układy każdej grupy we wszystkich warunkach eksploatacyjnych, przewidywanych wymaganiami technicznymi.

Współczesne wymagania techniczne przewidują zmianę obciążenia od zera do 100%, zmianę napięcia zasilania o  $\pm 10\%$  oraz szeroki zakres zmian temperatury otoczenia. Czas regulowania i błąd dynamiczny nie zawsze są uwarunkowane konkretnymi wymaganiami technicznymi. Te dwa parametry powinny być minimalnymi dla przetwornic z regulatorami wszystkich grup, przy jednoczesnym zapewnieniu odpowiedniej dokładności stabilizacji częstotliwości podczas zmiany warunków eksploatacyjnych w pełnym zakresie. Podział regulatorów na 3 grupy pod względem dokładności i stabilizacji umożliwia prawidłową ocenę, badanie a także właściwy wybór optymalnego układu stabilizacji częstotliwości. Układy pierwszej i drugiej grupy są regulatorami statycznymi. Układy trzeciej grupy są regulatorami astatycznymi.

### Układy stabilizacji częstotliwości pierwszej grupy o dokładności do $\pm 2\%$

W grupie tej wszystkie układy stabilizacji są regulatorami statycznymi, zaliczamy do niej:

- a) regulator ze słupkiem węglowym i odśrodkowym elementem czujnikowym.
- b) regulator magnetyczno-rezonansowy.

#### Regulator ze słupkiem węglowym i odśrodkowym elementem czujnikowym

Schemat tego układu przedstawiono na rys. 1. Rdzeń węglowy składa się z oddzielnych krążków włączonych szeregowo z uzwojeniem bocznikowym wzbudzenia silnika. W zależności od zmian obrotów, a jednocześnie od zmiany częstotliwości, zmienia się oporność słupka węglowego w wyniku zmiany nacisku sprężyny na słupek węglowy.

Przy większych obrotach sprężyna regulatora odśrodkowego zwiększa nacisk na słupek węglowy i wobec tego zmniejsza się jego oporność, co powoduje zwiększenie prądu w uzwojeniu bocznikowym silnika. Ponie-

waż w wyniku tego prąd powoduje zmianę wzbudzenia, przeto obroty silnika ulegną zmniejszeniu zgodnie ze wzorem:

$$n = \frac{U - I(R_{sz} + R_t)}{C(\Phi_{sz} + \Phi_b)}$$

w którym:

- $n$  — obroty silnika (obr/min),
  - $U$  — napięcie zasilania (V),
  - $I$  — prąd twornika (A),
  - $R_{sz}$  — oporność uzwojenia szeregowego ( $\Omega$ ),
  - $R_t$  — oporność uzwojenia twornika ( $\Omega$ ),
  - $C$  — stała konstrukcyjna silnika,
  - $\Phi_{sz}$  — strumień wzbudzenia szeregowego,
  - $\Phi_b$  — strumień wzbudzenia bocznikowego,
- ponieważ  $\Phi_b$  rośnie, a  $n$  maleje.

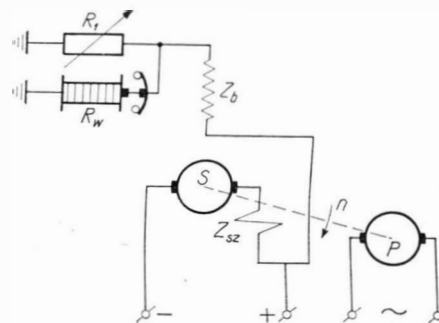
Gdy obroty zmniejszają się, maleje częstotliwość, ponieważ:

$$f = \frac{p n}{60}$$

przy czym:

- $f$  — częstotliwość,
- $p$  — liczba par biegunów,
- $n$  — obroty.

Po pewnym czasie obroty zmniejszają się i częstotliwość będzie mała; wtedy też następuje zmniejszenie

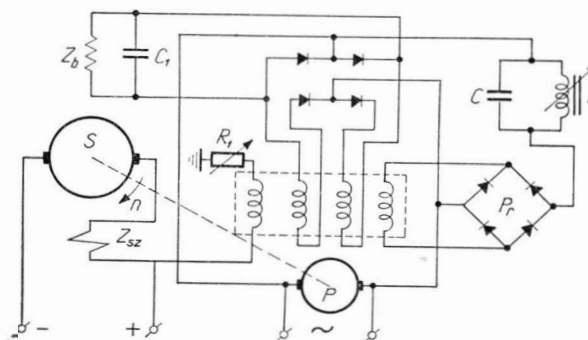


1

nacisku na słupek węglowy przez regulator odśrodkowy, oporność słupka wzrasta, maleje prąd w uzwojeniu bocznikowym, maleje  $\Phi_b$ , wzrastają obroty  $n$ , wzrasta i częstotliwość. Jak wynika z powyższego, częstotliwość będzie się zmieniała w pewnym zakresie, ale wartość średnia będzie utrzymana na stałym poziomie.

#### Regulator magnetyczno-rezonansowy

Na rysunku 2 przedstawiono stabilizator częstotliwości, w którym elementem czujnikowym jest równoległy



2

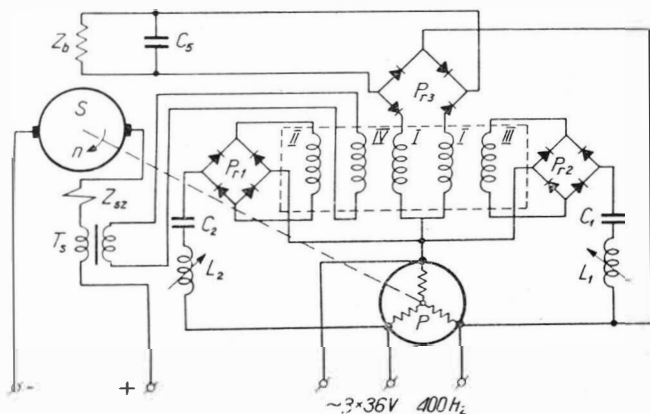
obwód rezonansowy złożony z kondensatora  $C$  i dławika o indukcyjności  $L$ . Częstotliwość rezonansu tego obwodu jest nieco większa od częstotliwości nominalnej. Nastroyenie układu dokonuje się za pomocą zmiennej indukcyjności  $L$  dławika i regulowanej rezystancji  $R_1$ , włączonej w obwód uzwojenia podmagnesowania wzmacniacza magnetycznego. Obwód uzwojenia podmagnesowania pozwala niezależnie ustalić punkt pracy wzmacniacza i jednocześnie służy do wprowadzenia dodatkowego sprzężenia przy zmianie napięcia zasilającego. Dokładność stabilizacji częstotliwości określa wielkość błędu statycznego oraz wpływ zmiany parametrów elementów stabilizatora spowodowanej zmianą temperatury. Za pomocą takiego układu można uzyskać dokładność stabilizacji  $\pm 5\%$ . Nie jest ona zadowalająca, wobec tego są stosowane układy dokładniejsze.

### Układy stabilizacji częstotliwości drugiej grupy o dokładności od $\pm 2\%$ do $\pm 0,5\%$ .

Do grupy tej zalicza się następujące stabilizatory:

- odśrodkowe regulatory częstotliwości typu wibracyjnego,
- jedno- i dwukaskadowe magnetyczno-rezonansowe regulatory częstotliwości z dwoma obwodami rezonansowymi,
- dwukaskadowy regulator częstotliwości ze sterowaniem fazowym za pomocą czynno-pojemnościowego czwórnika,
- magnetyczno-rezonansowy regulator częstotliwości z fazoczułym wzmacniaczem lampowym.

W grupie tej omówiony zostanie tylko jeden układ, który stanowi jednokaskadowy magnetyczno-rezonansowy regulator częstotliwości z dwoma obwodami rezonansowymi. W układzie tym (rys. 3) elementem pomiarowym są dwa obwody rezonansowe, a wobec tego pracują one w układzie różnicowym; dzięki temu jest zapewniona duża czułość układu. Dodatkowo należy zwrócić uwagę na to, że układ ten jest przystosowany



3

do stabilizacji częstotliwości dla przetwornic wytwarzających prąd trójfazowy, tj. takich, które mają szerokie zastosowanie w lotnictwie, gdzie służą do zasilania przyrządów żyroskopowych.

Układ ten reguluje częstotliwość poprzez zmianę obrotów silnika. Elementem reagującym na zmianę częstotliwości są dwa obwody rezonansowe typu LC nastrojone na częstotliwości rezonansu 350 Hz i 450 Hz.

Obwody są zasilane od prądnicy prądu zmiennego znajdującej się na tym samym wale co i silnik. Przy zmianie obrotów silnika zmienia się częstotliwość  $f$  prądu wytwarzanego przez prądnicę, a jednocześnie w obwodach zmienia wartość reaktancji dławika i pojemności kondensatora wg wzorów:

$$X_C = \frac{1}{2\pi f C}; \quad X_L = 2\pi f L$$

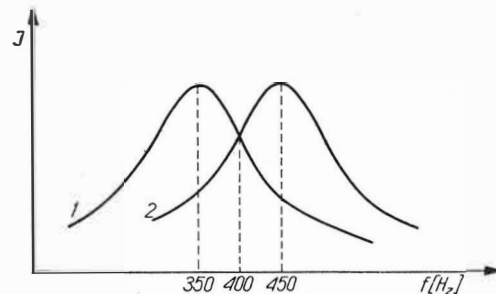
w których:

- $X_C$  — reaktancja kondensatora,
- $X_L$  — reaktancja dławika,
- $f$  — częstotliwość,
- $C$  — pojemność kondensatora,
- $L$  — indukcyjność dławika.

Wraz ze zwiększeniem częstotliwości reaktancja pojemnościowa maleje, a reaktancja indukcyjna wzrasta, przy zmniejszaniu częstotliwości jest odwrotnie. Przy osiągnięciu częstotliwości rezonansowej zachodzi równość  $X_C = X_L$ ; impedancja obwodu będzie równa rezystancji zgodnie ze wzorem:

$$Z = \sqrt{R^2 + (X_L - X_C)^2} \text{ gdy } X_L = X_C \text{ to } Z = R$$

Charakterystyki obwodów mają postać przedstawioną na rysunku 4. W ten sposób przy zwiększaniu częstotli-



4

wości prąd w obwodzie 2 będzie wzrastał, a w obwodzie 1 będzie malał i odwrotnie przy zmniejszaniu częstotliwości. Przy częstotliwości 400 Hz prądy są równe. Zmiana prądów w obwodach rezonansowych powoduje zmianę prądów w uzwojeniu sterującym II i III wzmacniacza magnetycznego. Uzwojenia II i III są połączone przeciwnie w stosunku do siebie. Sumaryczny strumień magnetyczny równy jest zero w przypadku, gdy prądy są sobie równe, tzn. w chwili gdy  $f = 400$  Hz. W przypadku zwiększenia się częstotliwości prąd w obwodzie 2 wzrasta, a w obwodzie 1 zmniejsza się. Obwód 2 jest połączony z uzwojeniem II wzmacniacza i prąd w uzwojeniu II wzrasta; uzwojenie III łączy się z obwodem 1 i prąd w tym uzwojeniu maleje; wypadkowy strumień będzie równy różnicy tych strumieni wytworzonych przez uzwojenia II i III. Wzrost strumienia powoduje nasycenie rdzenia, w następstwie czego reaktancja uzwojeń roboczych zmniejsza się, czyli prąd wzrasta i przepływa przez uzwojenie bocznikowe silnika, powodując zmniejszenie obrotów. Wraz ze zmniejszeniem obrotów maleje częstotliwość. Podczas zmniejszania się częstotliwości proces przebiega odwrotnie. Zmniejsza się strumień sterujący, nasycenie rdzenia maleje, maleje też prąd w uzwojeniu sterującym silnika, w wyniku czego wzrastają obroty oraz częstotliwość. Dla tłumienia procesów przejściowych

Dokończenie na str. 36

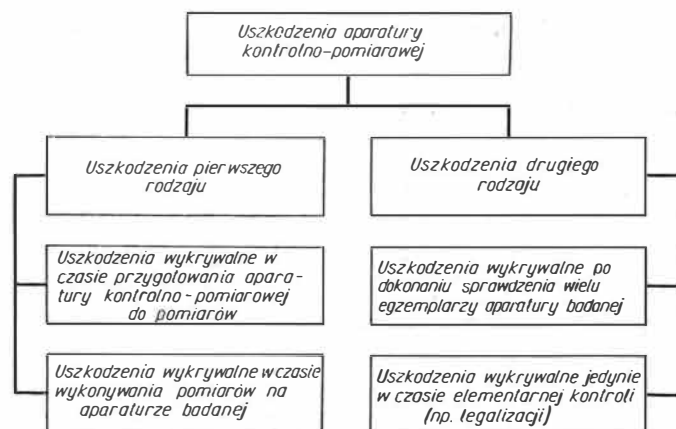
## ZASTOSOWANIE APARATURY POMIAROWO-KONTROLNEJ W EKSPLOATACJI OBIEKTÓW TECHNICZNYCH

Szeroki zakres zastosowań aparatury elektronicznej, obejmujący prawie wszystkie dziedziny naszego działania, wiąże się z olbrzymim jej zróżnicowaniem zarówno pod względem konstrukcyjnym, jak też własności metrologicznych.

W związku z tym zarysował się wyraźny podział aparatury kontrolnej na aparaturę specjalistyczną (obsługową) i aparaturę ogólnotechniczną. O ile aparatura ogólnotechniczna nie ma określonego bliżej zastosowania, to aparatura specjalistyczna jest związana z określonym obiektem lub obiektami technicznymi. Podział ten pozostaje w związku z warunkami technicznymi, jakie musi spełniać przyrząd kontrolno-pomiarowy, odpowiednio do swego przeznaczenia. Od aparatury obsługowej, oprócz określonych własności metrologicznych, wymaga się również innych zalet, jak łatwy transport, możliwość odpowiedniego (czyli bez demontażu) połączenia z badanym obiektem, odporność na uszkodzenia mechaniczne i duże wahania warunków metrologicznych, odporność na zakłócenia zewnętrzne, duża niezawodność pracy w czasie itp. Wymienione wymagania muszą iść w parze z wymaganiami dotyczącymi eksploatacji samego przyrządu kontrolnego, a więc łatwością jego konserwacji oraz napraw i sprawdzania w czasie legalizacji własności metrologicznych.

Spełnienie wszystkich tych wymagań w praktyce nie zawsze jest możliwe, zaś częściowe pociąga za sobą rozbudowę układów i poważny wzrost kosztów produkcji. Tak więc, często spotyka się kompromisowe konstrukcje przyrządów, w których pewne wymagania są tylko częściowo spełniane.

Dopuszcza się do eksploatacji aparaturę, której parametry bądź nie odpowiadają określonym wymaganiom,



bądź też stanowią wartości graniczne. W takich przypadkach istnieje duże prawdopodobieństwo uszkodzenia przyrządu w wyniku przekroczenia błędów dopuszczalnych w początkowym okresie eksploatacji. W związku z tym aparatura wprowadzana do eksploatacji powinna być poddawana kontroli przez służbę metrologiczną. System ten również nie daje pełnej gwarancji, że kontrolowane urządzenie będzie działało prawidłowo, wręcz przeciwnie, przy nieodpowiednim doborze aparatury pomiarowo-kontrolnej może doprowadzić do błędnej decyzji i zakwalifikowania urządzenia niesprawnego jako sprawne.

Ograniczenie do minimum przypadków stosowania w eksploatacji niesprawnych przyrządów pomiarowo-kontrolnych można uzyskać przez:

- zwiększenie niezawodności działania samej aparatury
- zwiększenie niezawodności sprawdzania w czasie legalizacji.

Tak więc prawdopodobieństwo tego, że sprawdzana przed zastosowaniem aparatura będzie prawidłowo funkcjonować w czasie eksploatacji, zależy od niezawodności samej aparatury i od niezawodności sprawdzania. Ta ostatnia określa także prawdopodobieństwo wycofania z eksploatacji przyrządu, który został omyłkowo zakwalifikowany jako niezdatny.

Najbardziej niebezpieczne, szczególnie w technice raketowej i lotnictwie, są przypadki dopuszczenia do eksploatacji aparatury pomiarowo-kontrolnej niesprawnej, która według wyników sprawdzania uznana została jako sprawna. Jednym ze sposobów uniknięcia tej ewentualności jest zaostrzenie dopuszczalnych wymagań co do parametrów metrologicznych w czasie legalizacji, przed dopuszczeniem aparatury pomiarowo-kontrolnej do eksploatacji. Użytkownik aparatury pomiarowo-kontrolnej ma ograniczony wpływ na poprawę niezawodności eksploatowanego przyrządu.

Właściwa eksploatacja i konserwacja — to środki, które mają w zasadzie na celu utrzymanie przyrządu na pierwotnym poziomie niezawodności. O jakości przyrządu i jego niezawodności decyduje producent. Nie precyzując szczegółowo zagadnienia, można stwierdzić że użytkownik może mieć do czynienia w czasie eksploatacji zasadniczo z dwoma rodzajami uszkodzeń:

- uszkodzenia pierwszego rodzaju;
- uszkodzenia drugiego rodzaju.

Do uszkodzenia pierwszego rodzaju zaliczamy uszkodzenia przyrządu kontrolnego, którym towarzyszą sym-



plomy możliwe do wykrycia przed lub w czasie kontroli sprawdzanego urządzenia.

Przez pojęcie uszkodzenia drugiego rodzaju rozumie się pogorszenie parametrów przyrządu kontrolnego (przekroczenie dopuszczalnych tolerancji). Orientacyjny schemat możliwych przypadków uszkodzenia przedstawia rysunek.

Do najbardziej istotnych uszkodzeń należy zaliczyć uszkodzenia drugiego rodzaju, ponieważ po zaistnieniu uszkodzenia pierwszego rodzaju następuje przerwa w sprawdzaniu, naprawa aparatury kontrolnej i następnie ponowne sprawdzanie. W tym przypadku może nastąpić jedynie opóźnienie wykonania określonego zadania, natomiast wykryte uszkodzenie nie wpływa na jakość sprawdzania.

Jak wynika z powyższych rozważań, należy dążyć w szczególności do maksymalnego wyeliminowania uszkodzeń drugiego rodzaju. Uszkodzenia tego typu stwarzają niebezpieczeństwo niewłaściwej regulacji lub niewłaściwego sprawdzenia badanego obiektu, co w konsekwencji może prowadzić do awarii lub zniszczenia urządzeń. Zasadniczym źródłem tego rodzaju uszkodzeń jest pogarszanie się parametrów aparatury pomiarowo-kontrolnej w czasie eksploatacji. Można temu przeciwdziałać przez zmniejszenie dopuszczalnych tolerancji przy doborze aparatury pomiarowo-kontrolnej do sprawdzania określonych obiektów technicznych oraz przez zapewnienie okresowego sprawdzania w ściśle określonych odcinkach czasu przez jednostki legalizacyjne.

Załóżmy, że mamy do czynienia z aparaturą pomiarowo-kontrolną, której parametr  $A$  charakteryzujący się rozkładem  $A(y)$  w czasie  $y$  uległ zmianie o pewną wartość w stosunku do swej wartości początkowej, przy czym znany jest jednocześnie rozkład  $F(y)$  początkowej wartości parametru  $A$ . Jeśli w czasie pracy parametr  $A$  przekroczy dopuszczalne granice tolerancji  $G$ , to mamy do czynienia z uszkodzeniami przyrządu kontrolnego. Wobec tego zachodzi konieczność zwiększenia przedziału dopuszczalnych odchyłek  $g$ , aby z przyjętym prawdopodobieństwem  $p$  zagwarantować, że parametr  $A$  nie przekroczy w okresie eksploatacji obszaru dopuszczalnych tolerancji  $G$ . Jednocześnie zachodzi konieczność, aby prawdopodobieństwo mylnego zakwalifikowania jako niezdatnej aparatury pomiarowo-kontrolnej  $\alpha$  było minimalne.

Zagadnienie to można w ogólnym przypadku przedstawić następująco:

$$\beta_g = P \{ A(y) \in G \quad 0 \leq y \leq t \mid \bar{A}(0) \in g \}$$

$$\alpha = P \{ \bar{A}(y) \in G \quad 0 \leq y \leq t \mid \bar{A}(0) \in g \}$$

przy czym:

$\beta_g$  — prawdopodobieństwo dopuszczania do eksploatacji aparatury, której parametry nie odpowiadają wymaganiom metrologicznym,

$\alpha$  — prawdopodobieństwo niedopuszczania do eksploatacji aparatury, której parametry odpowiadają wymaganiom metrologicznym.

Przy ustalaniu dopuszczalnych odchyłek należy brać pod uwagę to, że zmniejszenie  $\beta_g$  kosztem  $\alpha$  może prowadzić do nadmiernego skrócenia okresu używalności aparatury kontrolno-pomiarowej i przedwczesnego wycofania jej z użycia. Rozwiązując powyższe wyrażenia można określić pewne optymalne przedziały błędów do-

puszczalnych dla aparatury pomiarowo-kontrolnej wprowadzanej do eksploatacji, a tym samym zmniejszyć do minimum przyczyny uszkodzeń drugiego rodzaju.

Następnym zagadnieniem jest zapewnienie określonej niezawodności sprawdzania. Uszkodzony przyrząd w zależności od charakteru uszkodzenia może:

- utrudniać lub przerywać informację o przebiegu lub o wynikach sprawdzania
- dawać błędną informację o przebiegu lub wynikach sprawdzania.

Wystąpienie jednego z wyżej wymienionych objawów uszkodzenia prowadzi, o czym była już mowa, do różnych następstw. Nas interesują uszkodzenia drugiego rodzaju dlatego, że uszkodzenia wykrywalne w czasie sprawdzania nie wpływają na jakość samego sprawdzenia i niezawodność sprawdzanego przyrządu można oceniać jako prawdopodobieństwo nie stwierdzenia niewykrytego defektu w procesie sprawdzania.

Analizę niezawodności sprawdzania można prowadzić przy założeniu dwóch możliwych stanów przyrządu pomiarowo-kontrolnego:

- przyrząd jest sprawny,
- przyrząd jest uszkodzony z niewykrywalnym uszkodzeniem w procesie sprawdzania.

Taki przypadek jest przedmiotem dalszych rozważań. Fałszywa informacja przy niewykrywalnym uszkodzeniu może być następująca:

- sprawdzaną aparaturę sprawną uznaje się jako niesprawną, a aparaturę niesprawną jako sprawną,
- aparaturę uznaje się jako niesprawną przy dowolnym jej stanie.

Prawdopodobieństwo tego, że aparatura uznana w czasie sprawdzania za sprawną jest faktycznie sprawna, przy występowaniu dowolnego z poprzednio wspomnianych przypadków uszkodzeń, można wyprowadzić korzystając bezpośrednio z twierdzenia Bayesa. Po podstawieniu odpowiednich zależności i przekształceniach otrzymuje się:

$$P_i = \frac{P_o [P_p (1 - P_2) + p_i]}{P_p [P_1 g_w + (1 - P_2) (1 - g_w)] + p_i + p_{n,i} g_w}$$

Prawdopodobieństwo, że aparatura według wyników sprawdzania uznana jest jako niesprawna i jest faktycznie niesprawna określamy wzorem:

$$P_n = \frac{P_p [(1 - P_1) g_w + P_2 g_w] + p_n (g_w + g_n) + p_{n,i} g_n}{P_p [(1 - P_1) g_w + (1 - g_w) P_2] + p_n + p_{n,i} - p_{n,i} g_w}$$

w którym:

$P_i$  — prawdopodobieństwo, że aparatura uznana w czasie sprawdzania za sprawną jest faktycznie sprawna,

$P_n$  — prawdopodobieństwo, że aparatura sprawdzana uznana jako niesprawna jest faktycznie niesprawna,

$P_o$  — prawdopodobieństwo, że aparatura kierowana do sprawdzania jest sprawna i w czasie sprawdzania zachowuje swoje poprzednie parametry,

$g_w$  — prawdopodobieństwo wystąpienia w aparaturze do sprawdzania lub w czasie sprawdzania takiego uszkodzenia, które zostanie wykryte w czasie sprawdzania,

$G_n$  — prawdopodobieństwo wystąpienia w aparaturze do sprawdzania lub w czasie sprawdzania takiego uszkodzenia, które nie zostanie wykryte w czasie sprawdzania,

$P_p$  — niezawodność przyrządu pomiarowo-kontrolnego, tj. prawdopodobieństwo nie wystąpienia niewykrywalnego uszkodzenia w czasie sprawdzania (jeśli przyrząd pomiarowo-kontrolny był sprawdzony bezpośrednio przed sprawdzaniem aparatury, to obliczenia prawdopodobieństwa dokonuje się dla czasu sprawdzania, jeśli nie — to dla czasu liczonego od ostatniego sprawdzania),

$p_n$  — prawdopodobieństwo takiego uszkodzenia przyrządu pomiarowo-kontrolnego, przy którym aparaturę uznaje się za niesprawną, niezależnie od jej stanu faktycznego,

$p_i$  — jak wyżej z tym, że aparaturę uznaje się jako sprawną,

$p_{n/i}$  — jak wyżej, z tym, że aparaturę niesprawną uznaje się jako sprawną, a sprawną jako niesprawną,

$P_i$  — prawdopodobieństwo, że przy sprawnym przyrządzie pomiarowo-kontrolnym zostanie przepuszczona niesprawną aparaturą badaną,

$P_2$  — jak wyżej z tym, że zostanie wycofana sprawną aparaturą badaną.

Wartości liczbowe prawdopodobieństwa  $P_i$  i  $P_n$  umożliwiają ocenę niezawodności sprawdzania aparatury, a także rozwiązywanie zagadnień odwrotnych — określenie odpowiedniej charakterystyki przyrządu pomiarowo-kontrolnego, zapewniającego niezawodność sprawdzania.

## Literatura

1. Frumkin G. D.: *Razsčiot i konstruirowanie radioaparatury*. Gosudarstwiennoe Izdatielstwo Wysszaja Szkoła, Moskwa 1963.
2. Wołgin B. N.: *Charakterystyki nadieżności awtomatizowanoi predraboczej prowterki*. Izdatielstwo Sowiet-skoje Radio, Moskwa 1966.
3. Biełajew K., Uszakow J. A.: *Optymalnyje granicy dla kontrolnych dopuskow*. Izdatielstwo Sowieckoje Radio, Moskwa 1966.

# MYŚLI I WYPOWIEDZI O PRZEMYSŁE LOTNICZYM

Wielokrotnie już przeznaczaliśmy łamy TLiA na streszczenie dyskusji nad problemami: lotnictwo — to potrzebny, czy niepotrzebny motyw działalności gospodarczej w Polsce, przemysł lotniczy — to ważna czy nieważna dziedzina gospodarki narodowej.

Staramy się przekazać naszym czytelnikom polemiczne głosy, których ilość i napięcie świadczą o tym, że sprawy lotnictwa w Polsce nie są obojętne społeczeństwu.

Dziś przytoczymy opinie inżyniera lotniczego, wychowanka i współpracownika profesora Czesława Witożyńskiego oraz replikę dziennikarza. Prof. Jerzy Bukowski na szpaltach „Kultury” 1970 nr 21 (z dnia 24 maja br.) polemizuje z tezami artykułu Janusza Rolickiego \* pt. *Zamiany na siły*, jak również z — dobrze znanymi naszym czytelnikom — poglądami red. Szeligi z „Polityki”.

Profesor uważa, że dziennikarskie „szarże kawaleryjskie” nie podbudowały decyzji likwidacji WSK Okęcie. Fałszywie brzmi troska o rozwój narzędzi w Polsce, natomiast z artykułów wyziera tendencja uzasadnienia zamierzeń likwidacji krajowego przemysłu lotniczego. Autorzy nie piszą o rzeczywistej konieczności uruchomienia po wojnie przemysłu lotniczego w Polsce, związanej z obronnością

cią kraju, a sprawę eksportu samolotów naświetlają tendencyjnie.

Profesor Bukowski wyjaśnia co należy rozumieć pod terminem „selektywny rozwój gospodarki” i twierdzi, że należy preferować produkcję mającą korzystne warunki rozwoju. Do takiej trzeba zaliczyć produkcję lotniczą, którą należało rozbudować w ramach podziału zadań RWPG, a nie rezygnować na rzecz Rumunii, Bułgarii czy Węgier, nie mających warunków do jej podjęcia.

Przytoczony „wykład” poświęcił profesor dziennikarzom, którzy propagując selektywność sztucznie przeciwdziałają narzędzia — samolotom. W dalszym ciągu profesor Bukowski ostrzega przemysł oślepiiony „koniunkturą na narzędzia” przed zabrnięciem w ślepią uliczkę. A dalej przytacza dla księżycowych ekonomistów eksportu porównanie cen dolarowych z 1 kG sprzedawanych za granicę statków i samolotów. (Z własnych doświadczeń wiemy, że te racje nie przemawiają do ludzi, którzy decydują o potencjalnym eksporcie).

I znów wypływa znany — lecz również nie uznawany argument — o wiodącej i faktycznie twórczej roli przemysłu lotniczego w każdym organizmie gospodarczym i prawie w każdej branży.

A sprawa braku zamówień lotniczych dla WSK Okęcie? To kwestia sensownej polityki produkcyjnej i handlowej. A jak rozsądnie można gospodarować — pokazują światu Czesci.

Na koniec prof. Bukowski potępił dezinformację czytelników, którą uprawiają w sprawach lotniczych niektórzy dziennikarze.

Redaktor J. Rolicki bezwzględnie replikował na łamach „Kultury”. Zadeklarował on dobrą wolę w informacji, przytoczył trudności, które mają publicyści, gdy rozwijają krytykę i wyparł się tendencji „niszczenia przemysłu lotniczego”. Red. Rolicki uważa, że słuszny los spotkał WSK Okęcie, gdyż marnowano tam moce produkcyjne, a wyniki przemysłowe w ciągu 20-lecia to tylko 300 „Gawronów” i niewiele poza nimi. Tu niestety pamięć nie dopisała; nie wspomina się o Jaku-12, „Biesie”, „Wildze”.

Następuje samouspokojenie dziennikarza, że przemysłowi lotniczemu pozostają jeszcze trzy zakłady, że przecież jest koniunktura na narzędzia, a za narzędzia można uzyskać od 6 do 75 dol. za kG.

Niestety nie wspomina Janusz Rolicki, że „lepsze wykorzystanie Okęcia” kosztuje już ponad miliard zł (nie licząc zaprzepaszczonego i zmarnowanego sił fachowych); zaś w warunkach lokalizacji przylotniskowej płytek wzorcowych i czułych przyrządów produkować nie można. Chyba tylko te narzędzia po 6 dolarów za kilogram, lecz żeby to osiągnąć gospodarka polska nie musi przecież ponosić takich dotkliwych strat i kolosalnych wydatków.

\* „Kultura” 1970 nr 18, artykuł ten omówiliśmy w Myślach i wypowiedziach o przemyśle lotniczym w nrze 7 i 8/70.

## OKREŚLANIE HAŁASÓW LOTNICZYCH W JEDNOSTKACH PNdB W ŚWIEŁE WYMAGAŃ RWPG ORAZ ISO DOTYCZĄCYCH OCHRONY PRZECIWDŹWIĘKOWEJ POMIESZCZEŃ W BUDYNKACH

W artykule omówiono przepisy ISO oraz RWPG dotyczące oceny hałasu w świetle ich praktycznego zastosowania na lotniskach. Celem pracy jest także wykazanie rozbieżności poszczególnych przepisów i metod prowadzące do sprzeczności w określeniu poziomu hałasu rzeczywistego i dopuszczalnego.

Ocenę hałasu z punktu widzenia fizyki budowlanej, związaną z ochroną pomieszczeń w budynkach przed jego oddziaływaniem, reguluje zalecenie Międzynarodowej Organizacji Standardów (ISO), zawarte w dokumencie ISO Draft Recommendation 235 z 1961 roku.

Grupa ekspertów Stałej Komisji Budownictwa Rady Wzajemnej Pomocy Gospodarczej opracowała w sierpniu 1967 r. zalecenie pt. *Podstawy fizyki budowlanej. Ochrona pomieszczeń w budynkach przed hałasem*, oznaczone symbolem RS 263-67. Zalecenie RS 263-67 wprowadzone zamiast poprzedniego, RS 263-62, i przyjęte w październiku 1967 r. przez Stałą Komisję Budownictwa w Berlinie, jest zbliżone w swoich założeniach do wspomnianego dokumentu ISO. Opierając się na zaleceniu RS 263-67 państwa członkowskie RWPG zostały zobowiązane do wprowadzenia norm krajowych, w celu ujednoczenia zasad określania dopuszczalnych hałasów.

W Polsce opracowano projekt normatywu, który został uzgodniony ze wszystkimi zainteresowanymi instytucjami, a w najbliższym czasie będzie zatwierdzony. Należy przypuszczać, że w tym zakresie obecnie istnieje podobna sytuacja we wszystkich państwach członkowskich RWPG.

Zalecenie RS 263-67, podobnie jak i ISO, przewiduje określanie poziomu dźwięku rzeczywistego i dopuszczalnego w jednostce pomiarowej dB(A), a przy tym uwzględnia wpływ takich czynników jak:

- czas oddziaływania hałasu,
- liczba zadziałań w ciągu określonego czasu,
- czas pojedynczego zadziałań,
- porę dzienną, nocną itp.

Mają one istotne znaczenie w przypadku hałasów lotniczych.

Oceny hałasu lotniczego dokonuje się obecnie w różnych państwach europejskich oraz w USA według niejednokrotnie zasadniczo odbiegających od siebie metod. Do najczęściej stosowanych należy zaliczyć: metodę NNI (Noise and Number Index), ICN (Index of Community Nuisance), Q (Noise Exposure Index Q), CNR (Composite Noise Rating Index), NEF (Noise Exposure Forecast) oraz metodę Beranek — Kryter — Millera.

Analizując przytoczone metody oceny hałasów lotniczych można stwierdzić, że

- cechuje je całkowita różnorodność założeń wyjściowych, stanowiących podstawę oceny uciążliwości hałasów, a ponadto różnorodność przyjętych jednostek,
- nie odpowiadają zasadom określonym w zaleceniu RS 263-67, wprowadzanym w państwach członkowskich RWPG oraz w podobnym do niego zaleceniu ISO
- uniemożliwiają bezpośrednie wykorzystanie uzyskanych wyników dla potrzeb technicznych, gdyż literatura światowa poświęcona akustyce budowlanej, urbanistycznej i architektonicznej oraz materiałom i konstrukcjom dźwiękochłonnym jest oparta wyłącznie na jednostkach dB(A) oraz na parametrze ciśnienia dźwięku w funkcji częstotliwości

- wykluczają całkowicie możliwość bezpośredniego i jednoznacznego porównywania uzyskiwanych wyników, określanych według różnych metod.

Międzynarodowa Organizacja Standardów opracowała ostatnio zalecenie dotyczące zasad określania hałasów lotniczych opublikowane w dokumencie ISO Recommendation 1760 *Procedure for describing aircraft noise around an airport* (dawne zalecenie ISO Recommendation 507). Przytoczony dokument ISO Międzynarodowa Organizacja Lotnictwa Cywilnego ICAO (International Civil Aviation Organization) zalecała dokumentem AN 1/54.1-68/217 do wykorzystywania w lotnictwie komunikacyjnym.

Zalecenie ISO R-1760 opiera się na ocenie hałasów lotniczych z metody Beranek — Kryter — Millera. Wykorzystuje się w niej ustaloną przez Stevensa zależność:

$$S_t = S_{\max} + F \left( \sum_{i=1}^n S_i - S_{\max} \right) \quad (1)$$

gdzie:

$S_t$  — głośność całkowita w sonach,  
 $S_{\max}$  — głośność najgłośniejszego pasma oktawowego w sonach,

$\sum_{i=1}^n S_i$  — suma głośności wszystkich pasm oktawowych w sonach,

w sonach,

$F$  — współczynnik, którego wielkość zależy od szerokości pasma częstotliwości zastosowanego przy analizie hałasu; dla pasma oktawowego  $F = 0,3$ , a dla pasma tercjowego  $F = 0,15$ .

Metoda ta, uwzględniona w zaleceniu ISO R-1760, została opracowana w celu umożliwienia ilościowej oceny oddziaływania hałasu lotniczego na organizm ludzki i określania tzw. odczuwalnego poziomu hałasu w PNdB (Perceived Noise dB).

Celem niniejszej pracy jest wykazanie poważnych rozbieżności między zaleceniami ISO R-235 i R-1760, które w konsekwencji prowadzą do sprzeczności w określaniu hałasów rzeczywistych i dopuszczalnych, w tym również dla potrzeb ochrony przeciwhałasowej w budownictwie.

Wielkości odczuwalnego poziomu hałasu można określić dla pasm oktawowych i tercjowych. Dla pasm oktawowych odczuwalny poziom hałasu określa się w sposób następujący:

- badany hałas lotniczy poddajemy analizom oktawowym w pasmach o częstotliwościach środkowych 63, 125, 250, 500, 1000, 2000, 4000 i 8000 Hz, zgodnych z zaleceniem Międzynarodowej Komisji Elektrotechnicznej IEC (International Electrotechnical Commission) Publication nr 225,
- dla każdej z podanych częstotliwości określamy poziom ciśnienia dźwiękowego w dB

- dla każdego poziomu ciśnienia dźwiękowego w dB określamy ze specjalnej tablicy wielkości umowne, nazwane „Noys”

— określone wielkości Noys dla każdej z przytoczonych częstotliwości sumujemy według wzoru:

$$\sum_{i=1}^{i=8} n_i = n_1 + n_2 + \dots + n_8 \quad (2)$$

- wyszukujemy wartość maksymalną spośród ustalonych wielkości Noys dla każdej z podanych częstotliwości
- obliczamy wartość  $N$  ze wzoru:

$$N = n_{\max} + 0,3 \left( \sum_{i=1}^{i=8} n_i - n_{\max} \right) \quad (3)$$

Przy określaniu wielkości odczuwalnego poziomu hałasu w oparciu o poziomy ciśnienia dźwiękowego dla pasm tercjowych postępuje się w sposób identyczny jak dla pasm oktaowych, z tym że:

- badany hałas lotniczy poddajemy analizom tercjowym w pasmach o częstotliwościach środkowych 50, 63, 80, 100, 125, 160, 200, 250, 315, 400, 500, 630, 800, 1000, 1250, 1600, 2000, 2500, 3150, 4000, 5000, 6300, 8000 i 10 000 Hz, zgodnych z zaleceniem IEC Publication nr 225
- wielkości Noys sumujemy według wzoru:

$$\sum_{i=1}^{i=24} n_i = n_1 + n_2 + \dots + n_{24} \quad (4)$$

- wartość  $N$  obliczamy ze wzoru:

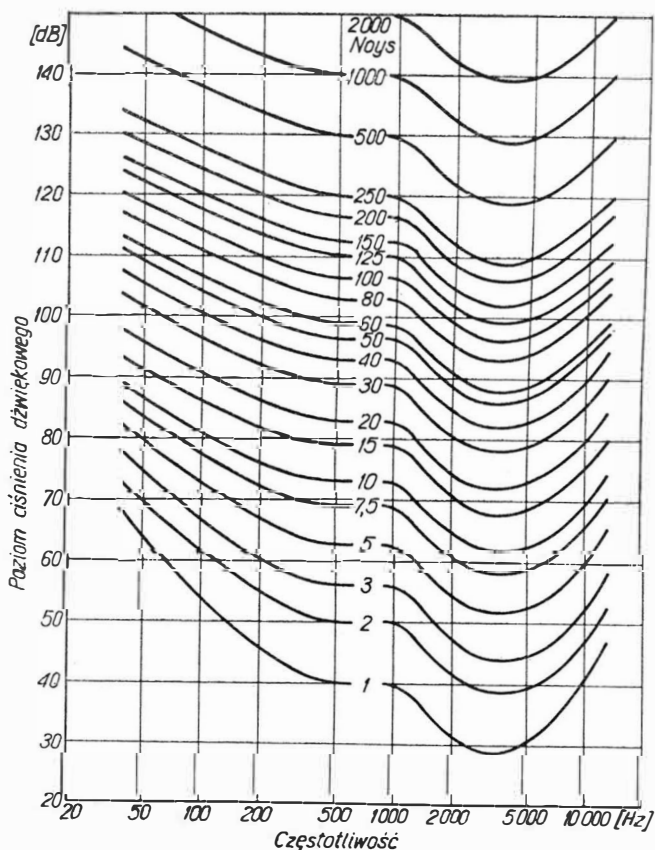
$$N = n_{\max} + 0,15 \left( \sum_{i=1}^{i=24} n_i - n_{\max} \right) \quad (5)$$

Wielkości odczuwalnego poziomu hałasu (OPH), określonego dla pasm oktaowych, lub tercjowych, obliczamy ze wzoru:

$$\text{OPH (PNdB)} = 33,3 \lg N + C \quad (6)$$

przy czym  $C = 40 \text{ dB}$

1



Rozkład wielkości umownych Noys, określonych dla poszczególnych poziomów ciśnienia dźwiękowego w funkcji częstotliwości przedstawia rys. 1. Poszczególne wartości Noys dla tego rozkładu podają specjalne tablice.

W celu ułatwienia ostatecznej operacji przeliczeniowej z opracowanych dla znanej wartości  $N$  można określić wielkość OPN w PNdB.

Jak wynika z podanych obliczeń odczuwalnego poziomu hałasu w PNdB, zastosowana metoda oparta na zasadzie pomiarowo-rachunkowej jest bardzo kłopotliwa i pracochłonna. Dane uzyskane z bezpośrednich pomiarów akustycznych hałasu, w postaci poziomów ciśnienia dźwiękowego w funkcji częstotliwości, stanowiące podstawowe parametry w projektowaniu zabezpieczeń przeciwdźwiękowych są przeliczane na wielkości, które z punktu widzenia technicznego nie przedstawiają praktycznej informacji.

W tablicach 1 i 2 przedstawiono przykłady obliczenia odczuwalnego poziomu hałasu dla pasma oktaowego i tercjowego. Oparto je na pomiarze hałasu startującego samolotu „Caravelle” na lotnisku Warszawa-Okęcie na stanowisku pomiarowo-badawczym, położonym na przedłużeniu osi drogi startowej w odległości 4650 m od jej początku. Jak wynika z przytoczonych przykładów, odczuwalny poziom hałasu wyliczony:

- na podstawie poziomów ciśnienia dźwięku w funkcji częstotliwości dla wartości środkowych pasm oktaowych — wynosi 116 PNdB (tablica 1)
- na podstawie poziomów ciśnienia dźwięku w funkcji częstotliwości dla wartości środkowych pasm tercjowych — wynosi — 121 PNdB (tablica 2)

Różnica odczuwalnych poziomów hałasu dla przytoczonych przeliczeń wynosi:

$$121 \text{ PNdB} - 116 \text{ PNdB} = 5 \text{ PNdB}$$

Wynika z tego, że jednoznacznie określony poziom hałasu lotniczego, wyrażony poziomem ciśnienia dźwiękowego w funkcji częstotliwości, przeliczony zgodnie z zaleceniem ISO Recommendation 1760 na odczuwalny poziom hałasu różni się o 5 jednostek PNdB, w zależności od przyjętego w przeliczeniach widma oktaowego lub tercjowego. Świadczy to o tym, że metoda nie zapewnia jednoznacznych wyników.

Czasopismo „Acustica” 1966 nr 4 (str. 239—41) doniosło, że skonstruowano aparat pomiarowy służący do bezpośredniego pomiaru odczuwalnego poziomu hałasu w PNdB o zakresie pomiarowym 0—120 PNdB. W rzeczywistości, jak wykazały prace pomiarowo-badawcze na lotnisku Warszawa-Okęcie, poziomy ciśnienia dźwięku występujące w hałasach lotniczych dochodzą do około 140 dB(A), a więc ponad 150 PNdB. Wynikałoby z tego, że z jednej strony aparat pomiarowy nie zawsze odpowiada potrzebie pomiarów hałasów lotniczych bezpośrednio w jednostkach PNdB z drugiej zaś, że w dalszym ciągu pozostanie otwarty problem praktycznego wykorzystania uzyskiwanych wyników dla potrzeb technicznych (przy przeliczaniu bezpośrednich pomiarów na PNdB zawsze musiały być określone poziomy ciśnienia dźwiękowego w funkcji częstotliwości i dane te można było wykorzystać; przy pomiarach aparatem w PNdB możliwości takiej nie ma). Do głównych parametrów określających uciążliwość hałasów, w tym również lotniczych, należy zaliczyć przede wszystkim:

- poziom dźwięku pojedynczego zadziałania,
- czas pojedynczego zadziałania,
- częstotliwość powtarzania się pojedynczych zadziałań w określonym czasie.

Odczuwalny poziom hałasu, jako jednostka uciążliwości, nie uwzględnia tych parametrów. Ostatnio dokonuje się prób powiązania odczuwalnego poziomu hałasu określonego w PNdB z przytoczonymi wyżej parametrami przez wprowadzenie efektywnego odczuwalnego poziomu hałasu EPNL (Effective Perceived Noise Level) określanego w jednostkach EPNdB (Effective Perceived Noise dB).

Należy zaznaczyć, że przy określaniu uciążliwości hałasów lotniczych można z powodzeniem posługiwać się

Tabela 1

Jednostki	Częstotliwość [Hz]										Obliczenie $N = n_{max} + 0,3 (\sum n - n_{max})$			PNdB
	63	125	250	500	1000	2000	4000	8000	$\sum n$	$n_{max}$	$a = \sum n - n_{max}$	$0,3 a$	$N$	
	dB	80	96	99	104	105	98	89	72	433,4	93	340,4	102	
Noys	6,4	32	50	84	91	93	63	14					116	

Tabela 2

Jednostki	Częstotliwość [Hz]																Obliczenie $N = n_{max} + 0,15 (\sum n - n_{max})$				PNdB					
	50				63				80				100				$\sum n$	$n_{max}$	$a = \sum n - n_{max}$	$0,15 a$		$N$				
	dB	77	80	86	92	96	96	90	96	90	99	101	97	104	107	106	105	103	101	98		93	1283,1	104	1179,1	176,9
Noys	3,7	6,4	13	23	32	35	26	50	64	50	64	52	84	104	97	91	91	100	93	75						

podanym w zaleceniach RS 263-67 wzorem określającym ekwiwalentny poziom dźwięku ( $L_{eq}$ ), który będzie wprowadzony do nowej wersji Polskiej Normy Budowlanej. Wzór ten ma postać:

$$L_{eq} = \frac{q}{0,3} \left( \lg \frac{T}{1} \sum_{i=1}^n t_i \cdot 10^{\frac{0,3 L_{Ai}}{q}} \right) \quad (7)$$

gdzie:

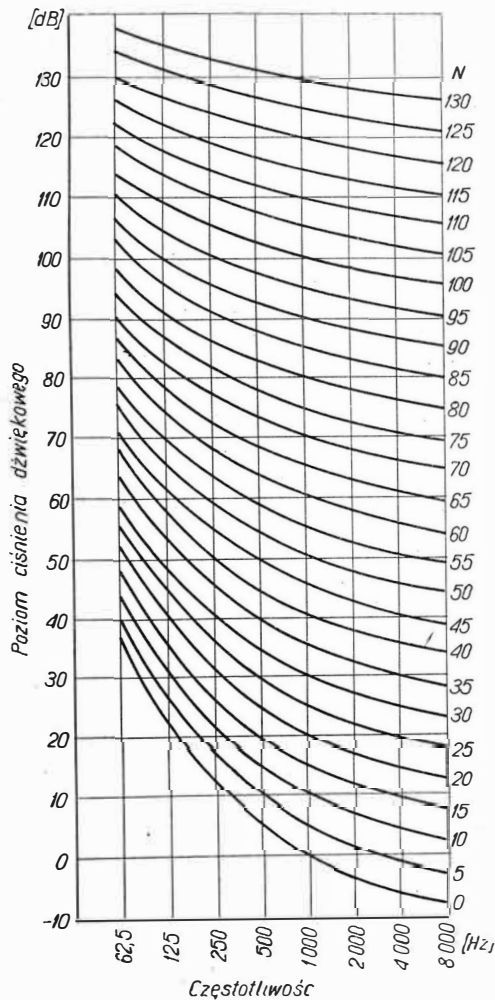
$L_{Ai}$  — poziom dźwięku występujący podczas oddziaływania hałasu, zmierzony według krzywej korekcji A w dB(A),

$t_i$  — okres oddziaływania hałasu o poziomie dźwięku  $L_{Ai}$  w sekundach,

$T = \sum_{i=1}^n t_i$  — progowy okres czasu w sekundach,

$q$  — współczynnik, który dla hałasów samolotów komunikacyjnych wynosi 4 dB.

W przypadku hałasów lotniczych wielkość  $L_{Ai}$  określa poziomy dźwięku w dB(A) spowodowanych przez poszczególne typy samolotów o napędzie odrzutowym lub śmigłowym, wykonujące operację startu lub lądowania, a więc poziomy hałasów lotniczych wytwarzanych przez pojedyncze zadziałania.



2

Przy posługiwaniu się wzorem (7) poziomy hałasów lotniczych od pojedynczych zadziałania należy przyjmować jako poziomy kwasymaksymalne, a więc odpowiadające 90% ogólnego czasu pojedynczego zadziałania. Hałasy wytwarzane przez samolot w ruchu charakteryzują się znaczną zmiennością poziomu dźwięku w funk-

cji czasu, a więc mogą być traktowane jako hałas impulsowe, wobec czego zgodnie z normatywnym RS 263-67 oraz nową wersją Polskiej Normy Budowlanej, wyznaczony poziom kwasymaksymalny należy zwiększyć o 5 dB. Czasy  $t_i$  we wzorze (7) przy obliczaniu po-

ziomu ekwiwalentnego hałasów lotniczych należy traktować jako czasy pojedynczych zdarzeń hałasu od startujących i lądujących samolotów o napędzie odrzutowym lub śmigłowym. Czas progowy  $T$  w przypadku hałasów lotniczych oznacza sumę czasów od pojedyn-

Tablica 3

Kryzywe $N$	Poziom ciśnienia dźwiękowego [dB]								$N = n_{\max} + 0,3(\sum n - n_{\max})$					PNdB
	Hałasliwość [Noys]								$\sum n$	$n_{\max}$	$a = \sum n - n_{\max}$	0,3 $a$	$N$	
	63 Hz	125 Hz	250 Hz	500 Hz	1000 Hz	2000 Hz	4000 Hz	8000 Hz						
40	67,1	56,8	49,2	43,8	40,0	37,1	34,9	33,2	10,4	2,0	8,4	2,5	4,5	62,0
	2,0	1,7	1,5	1,3	1,0	1,4	1,5	—						
45	71,0	61,1	53,8	48,6	45,0	42,2	40,0	38,3	16,8	2,8	14,0	4,2	7,0	68,0
	2,8	2,4	2,1	1,9	1,4	2,0	2,2	1,0						
50	75,0	65,5	58,5	53,5	50,0	47,2	45,2	43,5	23,2	4,1	19,1	5,7	9,8	73,0
	4,1	3,5	2,8	2,6	2,0	3,0	3,2	2,0						
55	78,9	69,8	63,1	58,4	55,0	52,3	50,3	48,6	31,9	5,9	26,0	7,8	13,7	78,0
	5,9	4,6	4,0	3,5	2,8	4,1	4,4	2,6						
60	82,9	74,2	67,8	63,2	60,0	57,4	55,3	53,8	45,4	8,3	37,1	11,1	19,4	83,0
	8,3	6,4	5,9	4,9	4,0	5,7	6,1	4,1						
65	86,8	78,5	72,4	68,1	65,0	62,5	60,5	58,9	65,2	13,0	52,2	15,7	28,7	88,5
	13,0	9,1	8,0	7,0	5,7	8,0	8,7	5,7						
70	90,8	82,9	77,1	73,0	70,0	67,5	65,7	64,1	90,8	16,0	74,8	22,4	38,4	93,0
	16,0	13,0	11,0	9,8	8,0	12,0	13,0	8,0						
75	94,7	87,2	81,7	77,9	75,0	72,6	70,8	69,2	126,3	21,0	105,3	31,6	52,6	97,5
	21,0	17,0	16,0	14,0	11,3	17,0	19,0	11,0						
80	98,7	91,6	86,5	82,7	80,0	77,7	75,9	74,4	175,0	28,0	147,0	44,1	72,1	102,0
	28,0	24,0	21,0	20,0	16,0	24,0	26,0	16,0						
85	102,6	95,9	91,0	86,7	85,0	82,8	81,0	79,5	246,0	37,0	209,0	62,7	99,7	106,5
	37,0	32,0	30,0	28,0	23,0	35,0	37,0	24,0						
90	106,6	100,3	95,7	92,5	90,0	87,8	86,2	84,7	332,0	50,0	282,0	84,6	134,6	111,0
	47,0	42,0	42,0	37,0	32,0	47,0	50,0	35,0						
95	110,5	104,6	100,3	97,3	95,0	92,9	91,3	89,8	457,0	71,0	386,0	115,8	186,8	115,5
	60,0	60,0	55,0	52,0	45,0	67,0	71,0	47,0						
100	114,5	109,0	105,0	102,0	100,0	98,0	96,4	95,0	635,0	100,0	535,0	160,5	260,5	120,5
	79,0	79,0	79,0	74,0	64,0	93,0	100,0	67,0						
105	118,4	113,3	109,6	107,1	105,0	103,1	101,5	100,1	890,0	150,0	740,0	222,0	372,0	125,5
	104,0	104,0	111,0	104,0	91,0	133,0	150,0	93,0						
110	122,4	117,7	114,3	111,9	110,0	108,1	106,7	105,3	1240,0	215,0	1025,0	307,5	522,5	130,5
	137,0	147,0	147,0	147,0	128,0	186,0	215,0	133,0						
115	126,3	122,0	118,9	116,8	115,0	113,2	111,8	110,4	1724,0	300,0	1424,0	427,2	727,2	135,0
	181,0	194,0	208,0	208,0	181,0	266,0	300,0	186,0						
120	130,3	126,4	123,6	121,7	120,0	118,3	116,9	115,6	2395,0	400,0	1995,0	598,5	998,5	139,5
	239,0	256,0	294,0	294,0	256,0	372,0	400,0	284,0						
125	134,2	130,7	128,2	126,6	125,0	123,4	122,0	120,7	3375,0	600,0	2775,0	832,5	1432,5	145,0
	315,0	362,0	388,0	416,0	362,0	532,0	600,0	400,0						
130	138,2	135,1	132,9	131,4	130,0	128,4	127,2	125,9	4676,0	860,0	3816,0	1144,8	2004,8	150,5
	416,0	478,0	549,0	549,0	512,0	744,0	860,0	568,0						

czych działań źródła hałasu (samolotów) w ciągu doby. Zgodnie z zaleceniem RS 263-67 przy określaniu czasu progowego przyjmujemy:

- 8 najniekorzystniejszych godzin między 6.00 a 22.00 lub
- niejniekorzystniejsze pół godziny między 22.00 a 6.00.

Nowa wersja Polskiej Normy Budowlanej czas progowy między godziną 6.00 a 22.00 zmniejsza z 8 godzin do 4 godzin, co wydaje się bardziej słuszne i uzasadnione. Przy określaniu czasu progowego w obliczeniach poziomu ekwiwalentnego należy czas ten dobrać tak, aby w 4 najniekorzystniejszych godzinach mieściły się szczytowe godziny ruchu lotniczego.

Bardzo istotnym zagadnieniem w obliczaniu ekwiwalentnego poziomu dźwięku dla hałasów lotniczych jest odrębne uwzględnienie liczby startujących samolotów o napędzie odrzutowym i śmigłowym, ponieważ samoloty te w zależności od rodzaju napędu i wykonywanej operacji różnią się w sposób istotny poziomem wytwarzanego hałasu.

Ekwiwalentny poziom dźwięku w przypadku hałasów lotniczych należy obliczać dla dnia tygodnia, w którym intensywność ruchu jest największa.

W ostatnich latach wykonano dla portu lotniczego Warszawa-Okęcie oraz obszarów położonych w strefach podejścia (wznoszenia) pomiary hałasu lotniczego i w oparciu o uzyskane wyniki opracowano mapy akustyczne, oddzielnie dla startujących i lądujących samolotów o napędzie odrzutowym i śmigłowym, z wkreślonymi izofonami rozkładu poziomów dźwięku o jednakowym natężeniu w dB(A). Wykorzystując wzór na ekwiwalentny poziom dźwięku rozpatrzono wiele propozycji lokalizujących zabudowy mieszkalnej i użyteczności publicznej w rejonie lotniska pod względem ich ochrony przed hałasem.

Rozpatrując zasadę określania odczuwalnego poziomu hałasu w jednostkach PNdB należy zauważyć, że wielkości  $N_{0.5}$  w ciągu ostatnich lat (od 1960 roku) uległy aż sześciokrotnym zmianom. Podobnie we wzorze (6), określającym poziom hałasu w PNdB obecnie przyjmowana wielkość 33,3 w wyrażeniu  $33,3 \lg N$  na przestrzeni ostatnich lat ulegała zmianom i miała postać  $35,3 \lg N$  oraz  $34 \lg N$ . Tak więc odczuwalne poziomy hałasu dla tych samych danych wyjściowych, obliczone w różnych latach po roku 1960, odbiegają od siebie.

Tak liczne zmiany w krótkim okresie czasu świadczą, że z jednej strony metoda nie jest skrytyczowana, z drugiej zaś że wprowadzane kolejne zmiany powodowały zmiany określanych poziomów w jednostkach PNdB, a tym samym chaos w wyznaczanych wielkościach.

W dokumencie ISO R-235, podobnie jak i w przepisach RWPG RS 263-67 zalecono określenie poziomu dopuszczalnych hałasów krzywymi równej hałaśliwości  $N$  przedstawionymi na rys. 2. Wielkości poziomów ciśnienia dźwięku w funkcji częstotliwości, odpowiadające przebiegowi każdej krzywej  $N$ , przedstawionej na rysunku 2 podaje tablica 3. Opierając się na podanym wyżej przeliczeniu odczuwalnych poziomów hałasu dla pasm oktafowych oraz na stałych wielkościach poziomów ciśnienia dźwiękowego dla poszczególnych pasm oktafowych, określających przebieg krzywych  $N$ , podanych w tablicy 3, dokonano przeliczenia poziomów hałasów dopuszczalnych, określanych krzywymi  $N$  na wielkości PNdB. Wynik przeliczenia przedstawia tablica 4.

Obecnie za dopuszczalny odczuwalny poziom hałasu przyjmuje się w dzień 110—112 PNdB oraz w nocy 102—105 PNdB (zarządy portów lotniczych zakładają różne wielkości). Zgodnie z przytoczonymi przeliczeniami dopuszczalne poziomy hałasu określone w PNdB po przejściu na krzywe  $N$  byłyby ograniczone w dzień krzywą  $N_{89}$ — $N_{96}$ , a w nocy krzywą  $N_{80}$ — $N_{84}$ . Widać z tego, że normy regulujące dopuszczalny poziom hałasu określamy w jednostkach PNdB, w sztuczny sposób podnoszą poziom dopuszczalnego hałasu, tak bardzo niekorzystnego dla pracowników portów lotniczych oraz mieszkańców rejonów przylotniskowych.

Reasumując należy stwierdzić, że zalecenia RWPG RS 263—67 oraz IOS R-235 regulują poziomy dopuszczalnych hałasów i praktycznie stanowią podstawę do projektowania wszelkiego rodzaju rozwiązań urbanistyczno-budowlanych pod względem zabezpieczeń przeciwdźwiękowych. Na terenach lotniskowych i przylotniskowych, objętych oddziaływaniem hałasu lotniczego, wznoszona zabudowa będzie musiała odpowiadać wymogom przytoczonych zaleceń. Okoliczność ta jest jedną z przyczyn prowadzenia pomiarów hałasów lotniczych w taki sposób, aby ich wyniki mogły być bezpośrednio wykorzystywane dla potrzeb technicznych, a przede wszystkim projektowania izolacji przeciwdźwiękowej w budynkach mieszkalnych tych rejonów oraz do rozwiązań urbanistycznych w strefach przylotniskowych.

Biorąc pod uwagę te zalecenia wydaje się konieczne przyjęcie za podstawę pomiarów hałasów lotniczych metody umożliwiającej określanie:

- poziom dźwięku w dB(A),
- poziom ciśnienia dźwiękowego w funkcji częstotliwości oraz
- poziom dźwięku w funkcji czasu.

W świetle przytoczonych faktów i argumentów należy sądzić, że zalecenie ISO R-1760 w praktyce nie znajdzie większego zastosowania.

## Dokończenie ze str. 17

kich wspólnot w Europie: jest to KLM, SAS Swissair i UTA oraz druga grupa — Air France, Alitalia, Iberia, Lufthansa i Sabena. Celem tej współpracy jest właśnie ograniczenie inwestycji naziemnych, zredukowanie wydatków na wyposażenie, obniżka kosztów przeglądów i remontów, a także części kosztów eksploatacyjnych. Sprawy te są żywotne dla tych przewoźników, którzy posługują się najnowocześniejszym sprzętem. Nie stanowią natomiast poważnego problemu dla tych towarzystw, które eksploatują sprzęt stosunkowo tani i mniej wydajny. Z momentem jednak podjęcia decyzji stanięcia do światowego wyścigu, małe i średnie towarzystwa lotnicze mają szansę tylko pod warunkiem wkroczenia na drogę integracji, umożliwiającej stawienie czoła wzrastającej konkurencji.

Na zakończenie jeszcze może kilka słów o SST. Jest to samolot, którego rychłe wprowadzenie do eksploatacji wywołuje wiele dyskusji ze względu na przewidywania, że właśnie jednostkowe koszty jego eksploatacji będą wyższe od dotychczasowych. Dlatego też mówi się o możliwości wprowadzenia wyższych taryf dla tych samolotów. Sądzi się jednak, że możliwe będzie osiągnięcie na SST współczynników zapewnienia gwarantujących nadwyżkę wpływów nad kosztami, gdyż znaczną oszczędność czasu będzie stanowić o ich atrakcyjności dla klientów, a szczególnie tej jej części, która podróżuje w celach służbowych (tzw. business travel). Tak więc i dla SST rokowania są obecnie optymistyczne i zakładają, że w 10 lat od wprowadzenia — samoloty naddźwiękowe mogą przejąć nawet do 40% przewozów.

# Samolot na linie lokalne Swearingen „Metro”



Samolot Swearingen „Metro” przeznaczony przede wszystkim do obsługi amerykańskich linii lokalnych, różni się dosyć znacznie od pozostałych samolotów podobnego typu, m.in. od opisywanych w poprzednich numerach TLiA samolotów Let L 410 i IAI „Arava”. Jego charakterystyczną cechą jest duża prędkość przelotowa przy większej niż normalnie spotykana u samolotów na linie lokalne czy wielozadaniowych długości startu i lądowania. Samolot odznacza się poza tym komfortowym urządzeniem kabiny, zaopatrzonej w klimatyzację wysokościową (poza „Metro” kabinę ciśnieniową, zresztą o mniejszej różnicy ciśnień, ma tylko angielski samolot na linie lokalne, Handley Page „Jetstream”), oraz wyposażeniem do lotów we wszystkich warunkach meteorologicznych. Odpowiednio wysoka jest też jego cena wynosząca 508 000 dol., bez wyposażenia elektronicznego, w porównaniu np. do ceny samolotu „Arava” — poniżej 400 000 dol. Jest to więc samolot przystosowany głównie do warunków amerykańskich.

Samolot został zaprojektowany wspólnie z firmą Fairchild Hiller Corp. Ma ona duże doświadczenie w budowie samolotów pasażerskich na krótkie trasy, co w połączeniu z doświadczeniem firmy Swearingen w dziedzinie samolotów lekkich stworzyło mocne podstawy rozwoju samolotu na linie lokalne, będącego ogniwem pośrednim między oboma tymi rodzajami samolotów.

Smukły kadłub samolotu „Metro” mieści obok dwuosobowej załogi 20 pasażerów oraz bagaż w dwóch obszernych pomieszczeniach bagażowych — przednim o objętości 1,27 m<sup>3</sup> i tylnym o objętości 3,85 m<sup>3</sup>, w którym pozostaje jeszcze 0,50 m<sup>3</sup> na towar. Kabina zapewnia pasażerom komfort równy lub nawet większy od komfortu pasażerskich odrzutowych samolotów: wygodne wejście i obniżone przejście między fotelami, szerokie, pojedyncze fotele (podziałka 76 cm), dobra izolacja dźwiękowa, klimatyzacja z różnicą ciśnień 0,49 kG/cm<sup>2</sup> (co oznacza, że ciśnienie odpowiadające poziomowi morza jest utrzymywane do wysokości 5100 m), automatyczna regulacja temperatury, indywidualne doprowadzenie świeżego powietrza, polaryzowane szyby okien z możliwością regulacji intensywności światła, awaryjna instalacja tlenowa i głośnik.

Możliwa jest szybka zmiana konfiguracji kabiny z pasażerskiej na towarową lub mieszaną. W tym celu wszystkie fotele wykonano jako składane (na boki), zastosowano przestawialną ściankę działową, a co 76 cm umieszczono uchwyty do mocowania towaru. Zagłębione przejście między fotelami jest zakrywane. Kadłub jest zaopatrzonej w dużą boczną

klapę ładunkową, która ułatwia załadunek i wyładunek towaru, a w konfiguracji czysto pasażerskiej zapewnia wygodny dostęp do tylnego pomieszczenia bagażowego. Warto tu wspomnieć, że w USA na liniach lokalnych przewozi się coraz więcej towarów i poczty. Rysunek przedstawia kabinę w konfiguracji pasażerskiej i mieszanej.

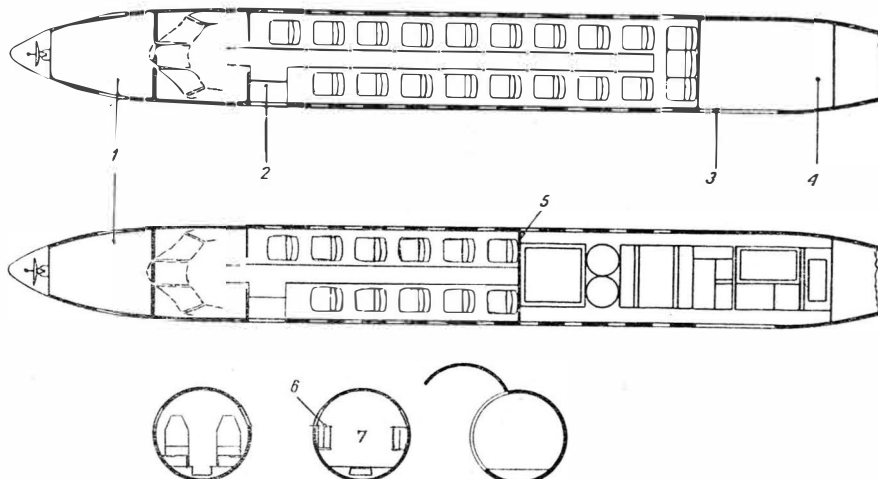
Samolot jest napędzany dwoma turbiniowymi, jednowałowymi silnikami śmigłowymi AiResearch TPE331-303 o mocy startowej na wale 840 KM (moc równoważna 900 KM). Trójłopatowe śmigła Hartzell, z odwracaniem ciągu i elektrycznym odladaniem, są ze sobą automatycznie synchronizowane, co w połączeniu z dużym odstępem końców łopat od kadłuba zapewnia niski poziom hałasu w kabinie. Paliwo znajduje się w integralnych zbiornikach skrzydłowych o pojemności 2080 l. Sygnalizacja pożarowa stanowi wyposażenie standardowe, natomiast urządzenia gaśnicze są instalowane za dodatkową opłatą.

Sterowanie odbywa się w sposób mechaniczny, podobnie przestawianie kłapek wyważających steru kierunkowego i lotek; jedynie przestawianie statecznika wysokości jest elektryczne. Za pomocą instalacji hydraulicznej, o ciśnieniu roboczym 105 kG/cm<sup>2</sup>, są sterowane kłapy skrzydła, wciągane i wypuszczane podwozie (w razie awarii instalacji podwozie jest wypuszczane samoczynnie i blokowane mechanicznie) i uruchamiane hamulce podwojnych kół. Wspomagane hydraulicznie jest również sterowanie przednim kołem.

Samolot „Metro” odznacza się niskimi kosztami bezpośrednimi. Są one oceniane na 2,5 centa na pasażeromilę (1,55 c/pkm) na odcinkach 160 km i na 2,4 c na pasażeromilę (1,50 c/pkm) na odcinkach 320 km przy następujących założeniach: roczne wykorzystanie samolotu 1500 h, cena paliwa 6 c/l, koszt oleju 3,5 dol/l, 15-procentowa amortyzacja — 10 lat, koszt dwuosobowej załogi 21,5 dol/h. W przypadku 2000 h lotu w ciągu roku koszty jednostkowe obniżają się odpowiednio do 2,3 c na pasażeromilę (1,43 c/pkm) i 2,2 c na pasażeromilę (1,37 c/pkm).

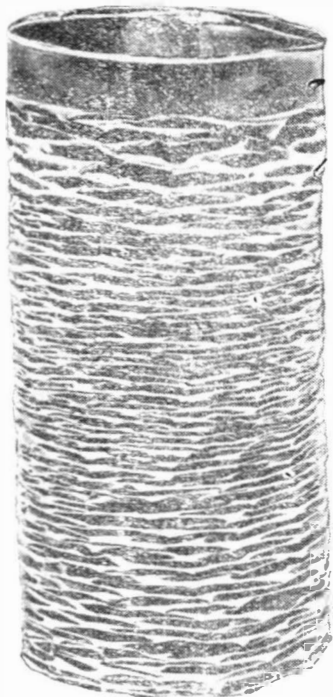
Dane techniczne: rozpiętość 14,10 m; długość 18,09 m; wysokość 5,08 m; powierzchnia skrzydła 25,78 m<sup>2</sup>; ciężar samolotu gotowego do startu lecz bez paliwa 3402 kG; ciężar użyteczny 2268 kG; ciężar startowy i do lądowania 5670 kG, maksymalna prędkość przelotowa na wysokości 3000 m 490 km/h; prędkość blokowa (na odcinku 185 km) 426 km/h; prędkość wznoszenia npm 13,1 m/s na dwóch silnikach i 3,0 m/s na jednym silniku; długość startu na 15 m 835 m; długość lądowania z 15 m 790 m; zasięg z 20 pasażerami z bagażem i 204 kG towaru (ciężar handlowy 1973 kG) 185 km, zasięg z 18 pasażerami z bagażem (ciężar handlowy 1592 kG) 555 km.

W. K.



1 — przednie pomieszczenie bagażowe; 2 — drzwi dla pasażerów (szerokość drzwi 0,64 m); 3 — kłapa ładunkowa (szerokość 1,35 m, wysokość 1,20 m); 4 — tylne pomieszczenie bagażowe; 5 — przestawialna ścianka działowa; 6 — złożone na boki fotele; 7 — płyty do przykrywania przejścia między fotelami





# Nowe sposoby amortyzacji udarów

1. Konstrukcja rurowa ściśnięta w harmonijkę pod wpływem gwałtownego obciążenia

Każde fizyczne zjawisko o możliwej do przewidzenia charakterystyce może być wykorzystane w technice. Nawet ogólnie tak negatywne zjawiska jak pęknięcie, o ile zostaną zbadane ich przebiegi, mogą być z pożytkiem zastosowane w praktyce. Jednym z najbardziej użytecznych zastosowań mechanizmu pęknięcia jest pochłanianie energii mechanicznej. Stosując odpowiednie materiały i kształty można wykonać amortyzatory jednorazowego użytku o zdumiewającej skuteczności działania. Na przestrzeni ostatnich dziesięciu lat zanotowano olbrzymi postęp w tej dziedzinie, wywołany on został potrzebą ładowania pojazdów bezzałogowych i sond na Księżycu. Wszystkie inne amortyzatory okazały się zbyt ciężkie do takich zastosowań. Badania związane z problemem opracowania optymalnych rozwiązań amortyzatorów udarowych będą wykorzystane w zapewnieniu bezpieczeństwa w pojazdach mechanicznych. Kierunkiem działania jest znalezienie najkorzystniejszych rozwiązań w nadwoziach samochodowych, dających maksymalne pochłanianie energii przy zderzeniach. Przy rozwiązywaniu problemu amortyzacji udarów opracowano wiele ciekawych konstrukcji polegających na sterowanym niszczeniu elementów konstrukcyjnych (rys. 1) lub likwidowaniu stanu energetycznego zgromadzonego w konstrukcji przed udarem. W toku badań ustalono charakterystyczne wielkości określające amortyzatory, charakterystyczne funkcje i zależności wyznaczające właściwe obszary zastosowań. Te ostatnie najlepiej charakteryzuje wykres na rys. 2.

Jak wynika z wykresu, maksymalne ciśnienia robocze uzyskuje się z kruszących się rur metalowych. Zasadę pracy takiego amortyzatora przedstawiono na rys. 3.

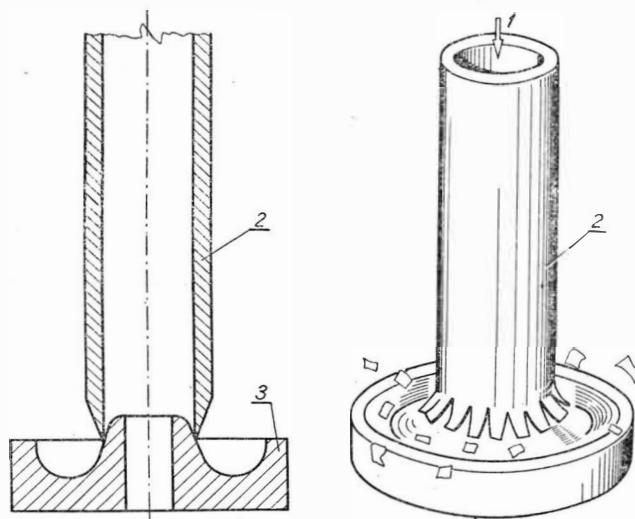
Elementy pokazane na rysunkach 1 i 3 charakteryzują się prawie stałym przenoszonym obciążeniem i realizują cykl tłumienia według wykresu na rys. 4b, niemal pokrywający się z idealnym cyklem na rys. 4a.

Zupełnie odmienną charakterystyką dysponują amortyzatory udarowe wykonane w formie zbiorników gazu czy zbiorników cieczy. W pierwszym przypadku gaz wypływa pod określonym ciśnieniem przez zaworki o charakterystycznym wydatku i ciśnieniu otwarcia. Sam zbiorniczek, w miarę ubytku gazu, składa się w formie wielosłopiowej membrany.

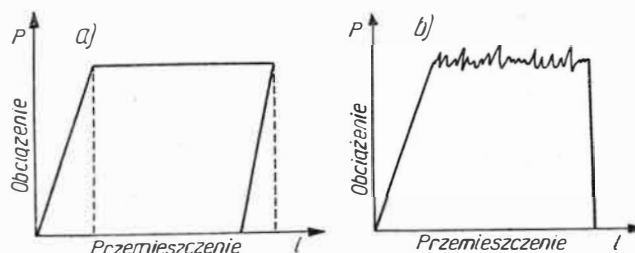
Amortyzatory cieczowe mogą być dwu rodzajów: jedne działające na podobnej zasadzie jak gazowe, a drugie wykorzystujące zmianę kształtu zbiornika oraz wydłużenia plastyczne i sprężyste ścianek.

Na przykład zbiornik w formie cylindra obciążony w kierunku promieniowym zmienia się w zbiornik płaski z zaokrąglonymi bokami. Taki amortyzator dysponuje interesującą charakterystyką zmiennego obciążenia w funkcji przemieszczenia.

Ponadto istnieje wiele rozwiązań bazujących na wykorzystaniu konstrukcji komórkowych, blach fałdowanych i innych elementów kształtowanych przestrzennie. Wszystkie w omawianym zastosowaniu pracują w zakresie deformacji plastycznych. Dzięki tak dużej gamie różnych rozwiązań konstrukcyjnych można dobrać najwłaściwsze układy o najbardziej optymalnych charakterystykach, uwzględniając ta-



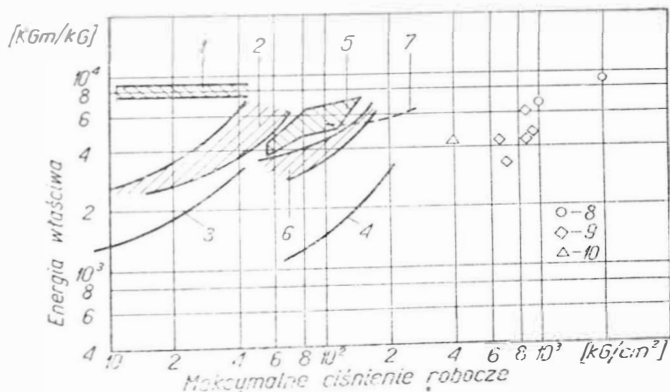
3. Zasada pochłaniania energii przez łamliwą rurę: 1 — obciążenie, 2 — rura metalowa, 3 — matryca



4. Funkcja obciążenie-odkształcenie: a) dla materiału idealnego, b) dla materiału rzeczywistego

kie warunki obiektu amortyzowanego, jak: maksymalnie dopuszczalne przyspieszenie, maksymalna droga hamowania, prędkość obiektu, jego temperatura itp. Przebadań tyłu różnych sposobów amortyzacji dla celów podróży kosmicznych i podboju kosmosu pozwala obecnie wykorzystywać je w zastosowaniach lotniczych, samochodowych, techniki wojennej itp.

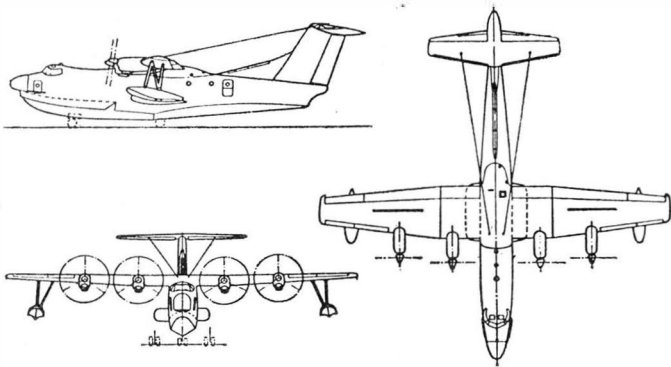
A. G.



2. Zakres energii właściwych i maksymalnych ciśnień pracy dla różnych materiałów: 1 — pojemniki gazowe, 2 — łamliwe rury z żywicy epoksydowej z włóknem szklanym, 3 — aluminiowe rdzenie komórkowe, 4 — pianki epoksydowe ze szklanymi mikropercherzykami, 5 — balza, 6 — fenolowe rdzenie komórkowe z włóknem kami, 7 — wypełniacze z fałdowanego aluminium, 8 — szklanym, 9 — metalowe rury łamliwe, 10 — rury z tworzyw termoplastycznych

# nowości techniczne

## Nowe amfibie Shin Meiwa



Japońska firma Shin Meiwa buduje amfibie STOL: wersję wojskową PS-1 (na rysunku) i pasażerską SS-2. Obie wersje oparte są o wprowadzony już do eksploatacji samolot PX-S. Wersja wojskowa, rozpoznawcza, ma cztery silniki General Electric T64 o mocy 2850 KM i dodatkowy silnik General Electric T58, napędzający sprężarkę do sterowania warstwą przyścienną. 115-miejscowa wersja pasażerska jest napędzana czterema silnikami T64 o mocy 3435 KM. Silniki T64 i T58 są budowane w Japonii z licencji przez firmę Ishikawajima.

W. K.

## Transkontynentalna odmiana samolotu HFB 320 „Hansa Jet”

Nowa odmiana samolotu służbowego Hamburger Flugzeugbau HFB 320 „Hansa Jet”, HFB 330 „Hansa Fan Jet”, została opracowana głównie z myślą o rynku amerykańskim. Na miejsce silników General Electric CJ610

sjami służbowymi, mieszczącymi do 10 osób, będzie budowana wersja z kabiną o zmiennej konfiguracji oraz wersje pasażerskie.

Przy maksymalnym ciężarze startowym bezpieczna długość startu samolotu „Hansa Fan Jet” wynosi 1500 m, przy czym wysokość położenia lotniska do 1800 m i temperatura otoczenia do 25 °C nie stanowią żadnych ograniczeń. Długość lądowania przy maksymalnym ciężarze do lądowania wynosi 875 m, a przy normalnym ciężarze do lądowania (7200 kG) zmniejsza się do 640 m. Pułap praktyczny samolotu oblicza się na 12 500 m, czas wznoszenia na wysokość 7600 m — 8,5 min, prędkość przelotową — 820 km/h, maksymalną liczbę Ma — 0,76. Z maksymalnym zapasem paliwa „Hansa Fan Jet” będzie się utrzymywać w powietrzu przez ponad 7 h.

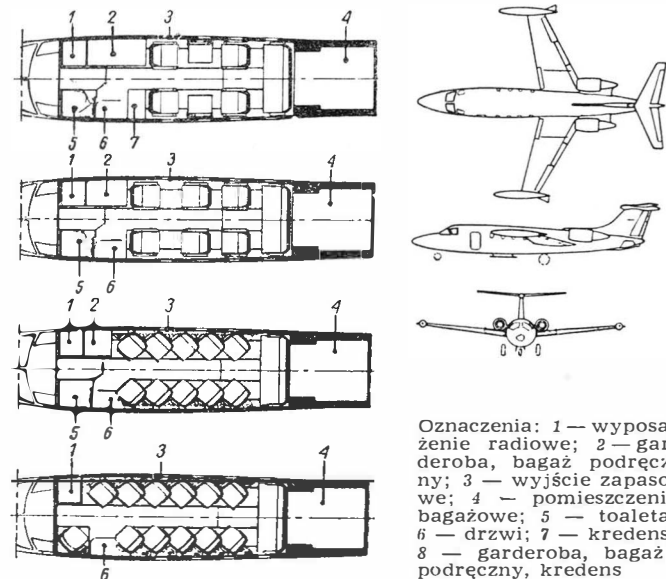
Obliczeniowe zasięgi samolotu są następujące: 4500 km z 5 pasażerami (z bagażem), 3800 km z 10 pasażerami, 3250 km z 14 pasażerami i 2600 km z maksymalnym ciężarem handlowym 1815 kG. We wszystkich tych przypadkach pozostawia się rezerwę paliwa na 45 min lotu.

Pozostałe dane samolotu: rozpiętość 14,48 m; długość 17,30 m; wysokość 4,93 m; długość kabiny 7,06 m; wysokość kabiny 1,75 m; szerokość kabiny 1,90 m; ciężar startowy i do lądowania 10 200 kG; ciężar paliwa 3310 kG; maksymalny ciężar handlowy 1815 kG.

Próby w locie samolotu HFB 330 mają się rozpocząć w 1971 r., dostawy samolotów seryjnych w listopadzie 1972 r. Przypuszcza się, że do 1980 r. sprzeda się w USA 200 samolotów. Cena samolotu z kompletnym wyposażeniem kabiny i z wyposażeniem elektronicznym będzie wynosić 1,65 — 1,70 mln dol.

Na rysunku pokazano konfigurację kabiny różnych wersji samolotu: służbowej na 7 osób, służbowej na 9 osób, pasażerskiej na 14 osób i pasażerskiej na 16 osób.

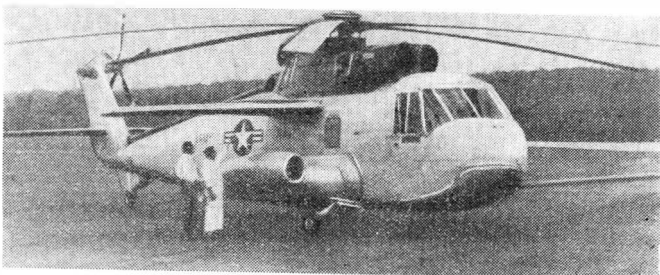
W. K.



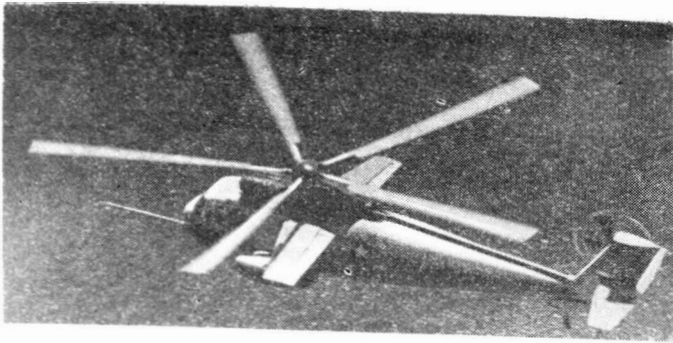
Oznaczenia: 1 — wyposażenie radiowe; 2 — garderoba, bagaż podręczny; 3 — wyjście zapasowe; 4 — pomieszczenie bagażowe; 5 — toaleta; 6 — drzwi; 7 — kredens; 8 — garderoba, bagaż podręczny, kredens

o ciągu 1300 kG mają być zastosowane silniki dwuprzepływowe Garrett-AiResearch ATF3 o ciągu 1840 kG. Dzięki tym silnikom samolot będzie miał zasięg transkontynentalny i zmniejszoną długość startu. Poza wer-

## Doświadczalny śmigłowiec firmy Sikorsky z dodatkowym ciągiem



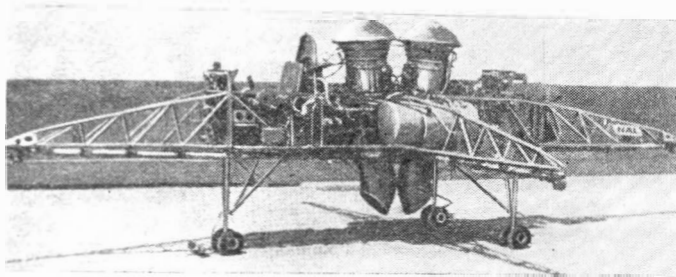
Firma Sikorsky zastosowała zmodyfikowany śmigłowiec SH-3A jako śmigłowiec doświadczalny do badania zagadnień związanych z projektowanymi szybkimi śmigłowcami z dodatkowym ciągiem S-65-200 (wersja pasażerska) i S-65-300 (wersja wojskowa). Zmodyfikowany śmigłowiec, noszący oznaczenie S-61F, ma kadłub o aerodynamicznych kształtach, skrzydło o rozpiętości 9,75 m i dwa silniki odrzutowe (oprócz silników głównych napędzających wirnik nośny) Pratt and Whitney



J60 o ciągu ok. 1400 kG. Dotychczas osiągnięto na tym śmigłowcu prędkość 400 km/h. NASA zamierza zastosować S-61F w programie określania właściwości w locie różnych rodzajów samolotów V/STOL.

W. K.

## Japońska platforma badawcza VTOL



W bieżącym roku mają się rozpocząć w japońskim instytucie lotniczym swobodne loty platformy badawczej pionowego startu i lądowania. Loty na uwięzi rozpoczęto w końcu 1969 r. Platforma ma ciężar 1900 kG i jest wyposażona w dwa silniki odrzutowe (zabudowane w położeniu pionowym) Ishikawajima JR-100F o ciągu 1360 kG. Dysze silników pozwalają na sterowanie wektorem ciągu. Platforma będzie służyć do badania zagadnień związanych z budową samolotów V/STOL.

W. K.

## Próby silnika SNECMA M 53

Po 18 miesiącach od chwili zawarcia z rządem francuskim umowy na rozwój silnika SNECMA M53 rozpoczęły się próby stoiskowe tego nowego silnika jedno-przepływowego przeznaczonego do napędu samolotów o prędkościach powyżej  $Ma = 3$ . Ma on być następcą silników SNECMA „Atar” 9, w porównaniu z którymi ma bardziej zwartą konstrukcję, jest lżejszy, dzięki zastosowaniu w szerszym zakresie stopów tytanu, i prostszy pod względem układu. M53 będzie miał o 20% większy ciąg niż „Atar” 9K50, tj. 8500 kG, i o 10—15% mniejsze jednostkowe zużycie paliwa. Ma być zastosowany m.in. do napędu samolotu szturmowego o zmiennym skosie skrzydła AMD „Mirage” G4 i samolotu AMD „Mirage” F1.

W. K.

## Silniki do samolotu MRCA

Do napędu opracowywanego wspólnie przez Anglię, NRF i Włochy samolotu o zmiennym skosie skrzydła MRCA (Multi-Roll Combat Aircraft), zwanego też Pa-

navia 200, mają być zastosowane dwuprzepływowe trójwałowe silniki Rolls-Royce RB.199. Rozwojem silnika RB.199 kieruje towarzystwo Turbo-Union Ltd., w którym Anglia ma 40% udziału, tyle samo NRF i 20% Włochy. Nakłady finansowe poszczególnych państw na rozwój silnika wynoszą odpowiednio: 32%, 52% i 16%. Sprężarkę niskiego ciśnienia, komorę spalania, turbinę wysokiego ciśnienia, dopalacz i kanały strumienia zewnętrznego ma opracować Rolls-Royce, sprężarkę średniego ciśnienia, korpus nośny, skrzynkę napędów, sprężarkę wysokiego ciśnienia, turbinę średniego ciśnienia i odwracacz ciągu — Motoren-und Turbinen Union (MTU), turbinę niskiego ciśnienia, komorę mieszania i dyszę wylotową — Fiat. Całkowity koszt rozwoju silnika oblicza się na 125 mln dol., koszt silnika w przypadku uruchomienia tylko jednej taśmy montażowej — na 350 000 dol. Według obecnych planów pierwszy seryjny silnik ma być wyprodukowany po 24 miesiącach od chwili zatwierdzenia założeń, tj. w lipcu 1971 r. Początkowo produkcja miesięczna ma wynosić 12 silników, a od grudnia 1973 r. ma być zwiększana progresywnie aż do osiągnięcia 39 silników. Modułowa budowa silnika ułatwi znacznie kooperację między poszczególnymi firmami.

Pełne oznaczenie silnika brzmi: RB. 199-34R. Z dopalaniem ma on dawać ciąg 6800 kG. Jedną z ważniejszych właściwości silnika jest możliwość pracy z włączonym dopalaczem w czasie większej części lotu, a poza tym szybka reakcja podczas wykonywania przez samolot ewolucji, szybkie przejście od warunków podchodzenia do pełnego odwróconego ciągu i płynne przyspieszanie przy szybkich przesunięciach dźwigni sterującej na dużych i małych wysokościach lotu.

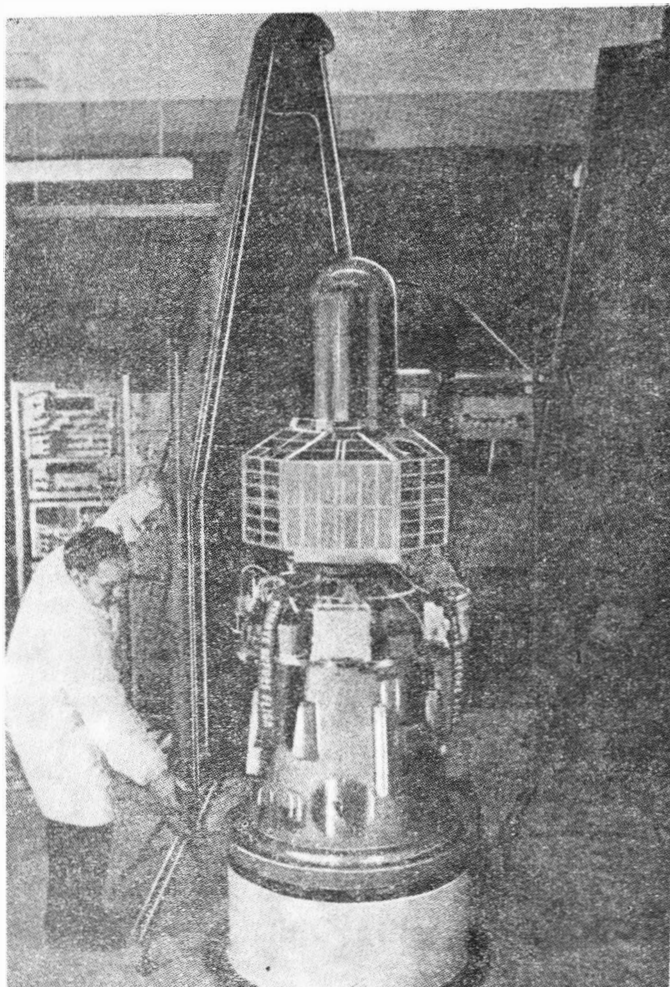
W. K.

## Niemiecki satelita Dial

10 marca 1970 r. został wystrzelony z nowego francuskiego ośrodka kosmicznego w Kourou (franc. Gujana) za pomocą rakiety „Diamant” B niemiecki satelita Dial (skrót od Diamant-Allemagne). Został on umieszczony na orbicie o następujących parametrach: perigeum 399 km, apogeum 1760 km, okres obiegu 106 min, inklinacja 5,2°. Zadaniem satelity jest badanie mało wyjaśnionych zjawisk geokorony (atmosfery wodorowej), pomiar gęstości jonów w górnych warstwach atmosfery, równikowych strumieni elektronów oraz cząstek  $\alpha$  i  $\beta$  o dużej energii.

Satelita Dial został zbudowany pod kierunkiem firmy Messerschmitt-Bölkow-Blohm, przy czym próby w symulatorach warunków kosmicznych przeprowadzono w DFVLR (Deutsche Forschungs-und Versuchsanstalt für Luft — und Raumfahrt) w Porz-Wahn. Ciężar satelity wynosi 60 kG, wysokość 1,15 m, średnica 0,71 m. Satelita jest stabilizowany za pomocą krążka wirującego, nie ma jednak układu do sterowania położeniem, ponieważ przeprowadzane przez niego eksperymenty nie wymagają określonego położenia w przestrzeni. Musiano natomiast starannie opracować zagadnienie regulacji temperatury wewnątrz satelity, który w zakresie kąta obiegu wynoszącego 135° będzie wystawiony na działanie promieni słonecznych. Problem ten rozwiązano stosując wyłącznie regulację bierną, która polega na odpowiednim doborze emisji i absorpcji oraz przewodnictwa cieplnego materiałów poszczególnych zespołów. Dzięki tej regulacji temperatura wewnątrz i na zewnątrz przyrządów satelity zmienia się w zakresie tylko od  $-5$  do  $+15$  °C. Do zasilania satelity zastosowano baterie elektryczne o pojemności 90 Ah i 222 ogniwa słoneczne. Zapotrzebowanie mocy przez urządzenia satelity wynosi brutto 16,4 W. Zasób energii baterii wystarczy na miesiąc, następnie włączone zostają ogniwa słoneczne, które przedłużają czas pracy satelity do 100 dni.

Satelita Dial jest drugim niemieckim satelitą zbudowanym w ramach programu narodowego. Dużym osiągnięciem jest to, że start jego nastąpił już po 13 miesiącach od chwili zakończenia prac projektowych.



Kilka słów należy też poświęcić zastosowanej po raz pierwszy rakiecie „Diamant” B. Jest to udoskonalona wersja rakiety „Diamant”, za pomocą której umieszczono dotychczas na orbitach cztery satelity. W pierwszym stopniu rakiety zastosowano jako paliwo niesymetryczną dimetylohydrazynę i jako utleniacz czterotlenek azotu. Silnik pierwszego stopnia pracuje przez 110 s wytwarzając ciąg od 35 000 do 40 000 kG. Drugi stopień ma silnik na stały materiał pędny, który wytwarza w czasie 44 s ciąg do 14 000 kG. Wykonany ze zbrojonego włókna szklanego sztucznego tworzywa trzeci stopień ma silnik — na stały materiał pędny — rozwijający ciąg od 3000 do 5200 kG przez 44 s. Podobnie jak w przypadku amerykańskich rakiet „Scout” i „Thor-Delta” i angielskiej rakiety „Black Arrow”, po odrzuceniu pierwszego i drugiego stopnia następuje faza lotu balistycznego — trzeci stopień zostaje uruchomiony dopiero po osiągnięciu perigeum. Długość rakiety łącznie z osłoną satelity wynosi 23,17 m, średnica pierwszego stopnia 1,4 m. W rozwoju rakiety uczestniczyły firmy Sud-Aviation, Nord-Aviation i SEREB. W najbliższym czasie mają być wystrzelone za jej pomocą francuskie satelity „Peole” i D-2.

W. K.

## Uszczelnianie cieczą magnetyczną

Dla uszczelniania elementów wirujących stosuje się dotychczas wiele metod polegających w większości na styku dwu materiałów. Wyjątkiem są uszczelnienia szczelinowe i hydrodynamiczne. Ostatnio opracowano nowy typ uszczelnienia dzięki wprowadzeniu cieczy magnetycznych (ferropliny). Są to ciecze podlegające działaniu pola magnetycznego. Wprowadzenie niewielkiej ilości tej cieczy w szczelinę między obudową a elementem wirującym (rys. 1) uszczelnia całkowicie przed przeciekami cieczy czy gazów.

Cechą cieczy magnetycznych jest utrzymywanie stałego i równomiernego strumienia magnetycznego. W przypadku występowania różnicy ciśnień w tym typie

uszczelnienia następuje przemieszczenie cieczy w kierunku większego gradientu strumienia magnetycznego i w ten sposób zwiększenie sił magnetycznych aż do zrównoważenia sił wynikających z różnicy ciśnień.

Podstawowe zalety uszczelnień cieczą magnetyczną:

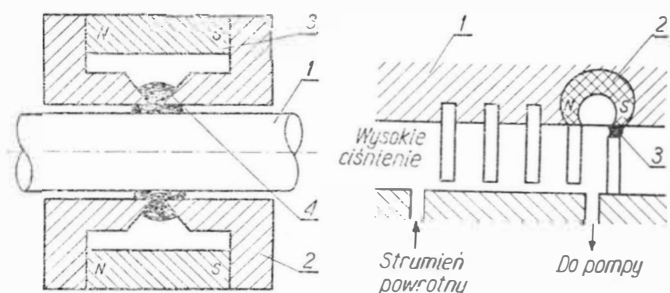
- zerowe przecieki w przewidywanym zakresie pracy
- brak tarcia między materiałami stałymi
- brak cząstek produktów ścierania
- nie wymagana wysoka gładkość na wałkach
- możliwość stosowania szerszych tolerancji wymiarowych
- wyeliminowanie potrzeby smarowania
- wyeliminowanie potrzeby remontu dla wymiany płynu uszczelniającego
- niewielkie ilości wytwarzanego ciepła
- możliwość stosowania bardzo dużych prędkości
- wyeliminowanie drgań i przydźwięków.

Podstawowe ograniczenia:

- różnica ciśnień na jednym stopniu ograniczona do 0,7 kG mm<sup>2</sup>
- temperatura pracy ograniczona do 95°C
- uszczelniany płyn nie może być mieszalny z cieczą magnetyczną.

Należy równocześnie zaznaczyć, że uszczelnienia cieczami magnetycznymi znajdują się na etapie prototypu i należy oczekiwać zdecydowanej poprawy ich charakterystyki użytkowej.

Własności uszczelnienia zależą w głównej mierze od własności cieczy magnetycznej. Jest ona mieszaniną bardzo drobnych cząstek magnetycznych i cieczy nośnika. Typowe cząsteczki magnetyczne użyte w tej mieszaninie mają wymiary rzędu 100 angstromów (10<sup>-5</sup> mm). Cząsteczki są tak małe, że ruch molekularny cząsteczek cieczy jest wystarczającym zabezpieczeniem przed osadzaniem się i oddzielaniem. Ta koloidalna ciecz zachowuje się pod względem mechanicznym jak ciecz jednorodna, lecz z dodatkową cechą dużej czułości na wpływ pola magnetycznego. Ciecz, na którą nie działa pole magnetyczne, zachowuje się jak ciecz niemagnetyczna. Dotychczasowa koncentracja cząstek magnetycznych w cieczy sięga 20% w stosunku objętościowym. Teoretycznie koncentracja ta może przekraczać wartość 50%. Każdy wzrost własności magnetycznych cieczy powoduje odpowiedni mu wzrost zdolności



1. Schemat uszczelnienia wału płynem magnetycznym: 1 — wał niemagnetyczny, 2 — biegun, 3 — magnes stały, 4 — ciecz magnetyczna

2. Uszczelnienie mieszane: 1 — wał materiału magnetycznego, 2 — magnes stały, 3 — bez magnetyczny

uszczelniania większych ciśnień. Wzrost tych własności można osiągnąć przez wzrost koncentracji cząstek magnetycznych. Trzy- do czterokrotny wzrost własności magnetycznych jest możliwy przez zastąpienie cząstek metalowych cząstkami tlenków metali. Jako ciecze nośnika stosuje się ciężkie oleje mineralne, oleje do pomp próżniowych i niektóre płyny silikonowe.

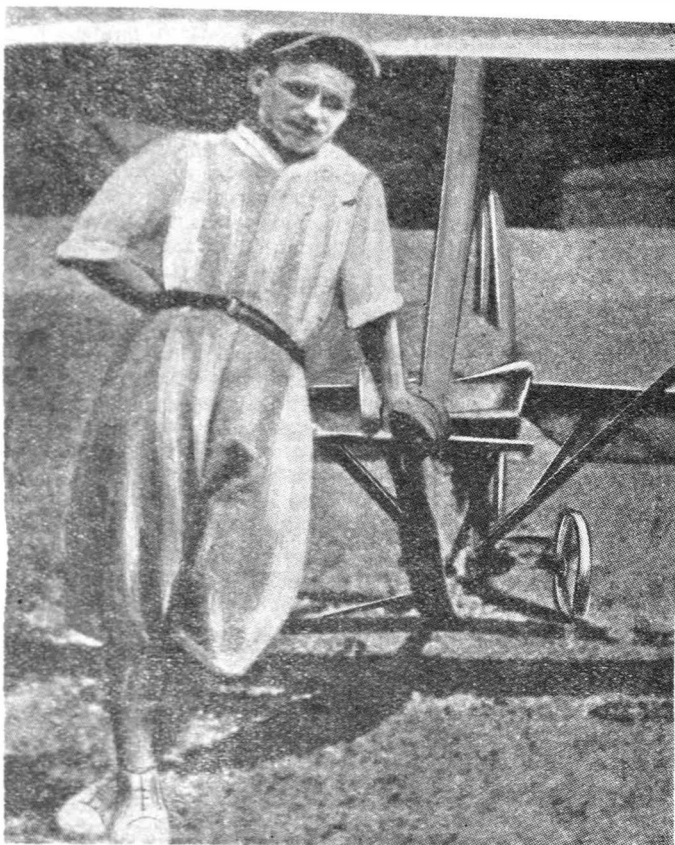
Możliwości uszczelnień cieczą magnetyczną rosną zdecydowanie przy skojarzeniu z dotychczasowymi klasycznymi metodami uszczelnień. Przykład takiego połączenia pokazano na rys. 2.

Zakres zastosowań nowego typu uszczelnień będzie bardzo szeroki, od przyrządów stosowanych na statkach kosmicznych poprzez uszczelnienia pomp próżniowych, w przyrządach specjalnych do zabezpieczenia przed ciałami zewnętrznymi aż do zastosowań medycznych (anewryzm).

A. G.

# SYLWETKI POLSKICH KONSTRUKTORÓW LOTNICZYCH

## Antoni Kocjan (1902-44)



Urodził się 12 sierpnia 1902 r. we wsi Skalskie koło Olkusza. Był synem Michała i Franciszki z Żurawskich. Po ukończeniu w 1923 r. gimnazjum w Olkuszu studiował na Wydziale Elektrycznym i Lotniczym Politechniki w Warszawie.

Uczestniczył w pracach Sekcji Lotniczej Koła Mechaników Studentów Politechniki Warszawskiej.

20.X.1929 r. zdobył dla Polski na samolocie sportowym RWD-2 (pilot Franciszek Żwirko) nad lotniskiem warszawskim pierwszy międzynarodowy rekord lotniczy — 4004 m wysokości. Ukończył pilotaż sportowy w Aeroklubie Warszawskim, zyskując opinię pilota zaciętego i odważnego. Po otrzymaniu dyplomu inżyniera pracował jako konstruktor w warszawskich Doświadczalnych Warsztatach Lotniczych.

W czerwcu 1932 r. stanął na czele zorganizowanych przez siebie Warsztatów Szybowcowych przy ulicy Wawelskiej 1 (dawne Pole Mokotowskie) w Warszawie.

Skonstruował samodzielnie szybowce: „Czajka”, „Czajka kabinowa”, „Wrona”, „Komar”, „Sokół”, „Czajka-bis”, „Komar-bis”, „Sokół-bis”, „Orlik”, „Orlik Olimpijski”, szybowiec szkolny (tuż przed wybuchem wojny — nazwa nie ustalona); motoszybowce: „Bąk”, „Bąk-płatowiec”, „Bąk akrobacyjny” oraz ślizgowiec wodny (jako studium doświadczalne pływaków do samolotu). Wspólnie z inż. Szczepanem Grzeszczykiem zbudował szybowiec „Mewa”. Do 1947 r. należał do „Bąka” światowy rekord wysokości (4595 m) i czasu lotu (5 h 24 min.). Wykonano na nim m.in. przelot na Kongres Pra-cy Lotniczej w Rzymie (4035 km). W Finlandii, Estonii,

Bulgarii oraz Palestynie rozpoczęto przed wybuchem wojny seryjną produkcję szybowców konstrukcji Kocjana.

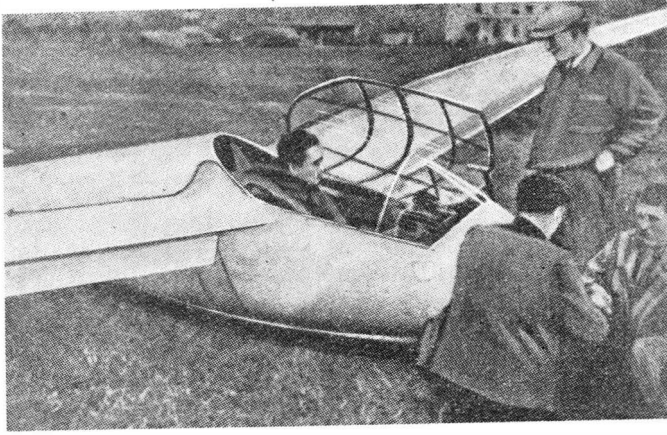
Na początku września 1939 r. Kocjan został poważnie kontuzjowany podczas bombardowania przez „Luftwaffe” centrum Lublina. Po wyleczeniu natychmiast włączył się do ruchu oporu ZWZ (Związek Walki Zbrojnej). W dniu 19.IX.1940 r. został aresztowany podczas masowych poszukiwań za członkami Związku i osadzony przez 10 miesięcy w Oświęcimiu. Dzięki staraniom przyjaciół wyostał się stamtąd w lipcu 1941 r. i już we wrześniu tegoż roku powrócił do pracy konspiracyjnej. Był początkowo zatrudniony w dziale produkcji broni i materiałów wybuchowych. Wkrótce został wyznaczony do prac w Biurze Studiów II Oddziału Sztabu Komendy Głównej ZWZ (później przemianowanego na Armię Krajową), gdzie objął referat Przemysłu Lotniczego. Korzystając ze swych rozległych znajomości w polskich sferach fachowych, zbierał także na własną rękę wiadomości na temat niemieckich osiągnięć lotniczych. Wczesną wiosną 1943 r. Kocjan wpadł na ślad hitlerowskich przygotowań nowej „tajnej broni”. Był to mały samolot bez załogi z ładunkiem wybuchowym (pocisk raketowy V-1). Fabryka nowej broni i laboratoria badawcze wraz z mieszkaniami dla konstruktorów zainstalowana była w Peenemünde na pn. zach. cyplu wyspy Uznam (Usedom) zamykającej Zalew Szczeciński. Wynikiem licznych raportów do aliantów był skoncentrowany nalot ciężkich bombowców brytyjskich w nocy z 17 na 18 sierpnia 1943 r. na tę zakonspirowaną wytwórnię. Rezultatem nalotu (m.in. zginęło 11 inżynierów-konstruktorów) było opóźnienie użycia nowej broni o przeszło pół roku. Za odkrycie i zidentyfikowanie wytwórni Kocjan otrzymał stopień oficerski.

W listopadzie 1943 r. umiejscowił następną nowo zorganizowaną bazę doświadczalną potężnych niemieckich pocisków raketowych V-2.

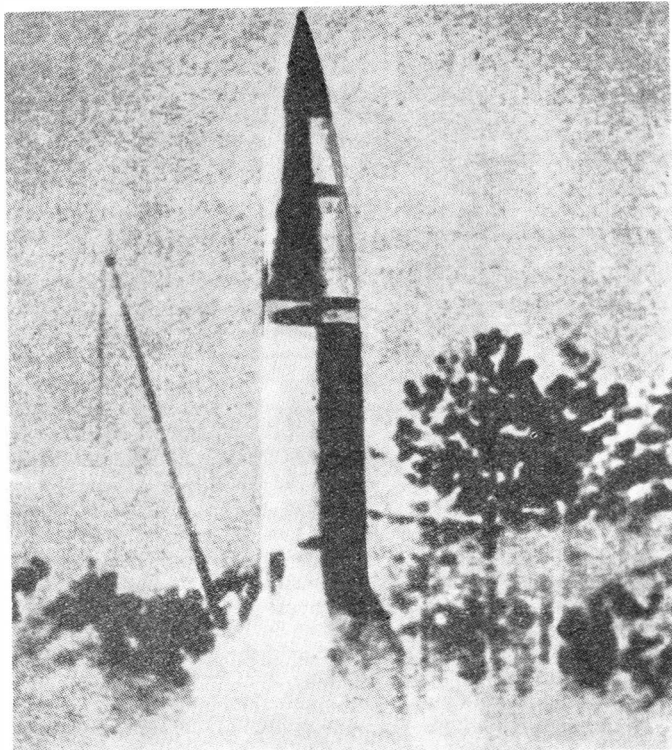
Baza ta była zbudowana przez okupantów w miejscowości Blizne—Pustków koło Mielca. W wyniku niezmiernie ryzykownej akcji wydobyto z Bugu w okolicach Sarnek nie wybuchłą rakietę. Po zbadaniu w la-

2. A. Kocjan przy szybowcu „Orlik” tzw. olimpijski (szykowany na Olimpiadę 1940 r.), który zdobywał jeszcze po zakończeniu wojny rekordy wysokości w USA





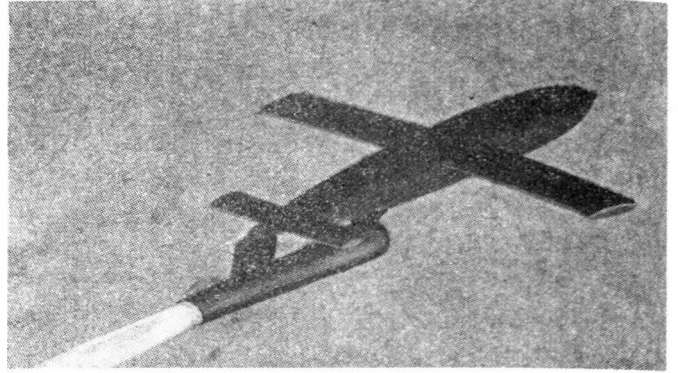
3. Załoga polska w Rzymie przy szybowcu „Orlik” olimpijski



4. V-2 w momencie startu w Bliźnie

boratorium przez naukowców w Warszawie, najważniejsze części składowe zupełnie nieznanego do tej pory pocisku dostarczono samolotem (który specjalnie lądował w kraju) do W. Brytanii.

W 1942 r. na prośbę komendanta Tajnych Wojskowych Zakładów Wydawniczych płk. dypl. Jana Rzepeckiego Kocjan zgodził się na umieszczenie drukarni w swoich lotniczych warsztatach, które w czasie okupacji przekształcił w jawny usługowy zakład ślusarski. Drukarnia



5. V-1 nad Londynem. Dzięki akcji Polaków ta latająca bomba została użyta dopiero w połowie czerwca 1944 r.

została zainstalowana w piwnicy pod zakładem Kocjana. 2.VI.1944 r., nad ranem Kocjan został aresztowany wraz z żoną w swoim mieszkaniu na Saskiej Kępie. Okazało się, że gestapo zupełnie przypadkowo natrafiło na włącz do drukarni pozostawiony nieopatrznie otworem po nocnej pracy. Dzięki zręcznemu tłumaczeniu się Kocjana oskarżenie początkowo nie zapowiadało się zbyt groźnie. Jednakże w czasie pobytu na Pawiaku i spaceru na podwórzu więziennym Kocjan został rozpoznany i zadenuncjowany przez kobietę — więźnia, która знаła go jeszcze z działu tajnej produkcji broni.

Dzięki niezłomnej postawie Kocjana, który pomimo zmasakrowania go nie wydał ani jednej osoby, rozpracowanie przez gestapo innych członków organizacji nie udało się. Niemcy w ogóle nie dowiedzieli się do końca, że Kocjan działał w siatce wywiadowczej.

Data śmierci wielkiego patrioty i znakomitego inżyniera nie jest ustalona z całą ścisłością. Według relacji polskiego lekarza więziennego zmarł on pod koniec lipca 1944 r. w celi, usiłując wstać z podłogi na wezwanie gestapowca. Według innych danych został rozstrzelany na noszach (po biciu nie mógł już chodzić) 13 sierpnia 1944 r. w gruzach getta obok Pawiaka w Warszawie.

Oto opinia sztabowca polskiego, przez którego ręce docierały do aliantów bezcenne dane o przemyśle niemieckim: „Sądzę, że wszelkie najwznioślejsze słowa, pełne patosu, nie wystarczą na oddanie hołdu dla inżyniera Antoniego Kocjana — Polaka o gorącym sercu, inżyniera o wielkim umyśle, człowieka który wygrał wojnę”.

W „Księdze Pamiątkowej Liceum w Olkuszu 1916—56” tak zakończono wspomnienie o Wielkim Wychowanku tej uczelni: „Był On reprezentantem tego pokolenia, które w niepodległej Polsce stanęło do najbardziej twórczej pracy i które dało Ojczyźnie rzetelne osiągnięcia techniczne”.

Na temat czynów wywiadowczych żołnierzy armii podziemnej pracujących pod kierunkiem Kocjana powstał pełnometrażowy film angielski: „Oni ocalili Londyn”. Kilka drużyn harcerek oraz Hufiec Gdański noszą nazwę „imienia inż. Antoniego Kocjana”. Małżeństwo Kocjana z Elżbietą Zanussi było bezdzietne.

*J. Kędziński*

**PRENUMERATĘ**

**TECHNIKI LOTNICZEJ i ASTRONAUTYCZNEJ**

**przyjmuje**

**ZAKŁAD KOLPORTAŻU WCT NOT WARSZAWA, ul. Mazowiecka 12**

**telefon 26-80-16**

## PRZEDKONGRESOWA NARADA W WSK MIELEC

W ostatnich dniach kwietnia br. w Wytwórni Sprzętu Komunikacyjnego w Mielcu, na wspólnej naradzie SIMP, SEP, TNO i K i PTE, zostały podsumowane wyniki dyskusji przed VI Kongresem Techników Polskich. Poza licznie zgromadzonym aktywnym stowarzyszeń naukowo-technicznych i naukowo-ekonomicznych z WSK Mielec, na spotkanie przybyli: sekretarz Komitetu Zakładowego PZPR Henryk Kozik, z-ca przewodniczącego Zarządu Zakładowego ZMS Marian Turzeniecki, z-ca przewodniczącego Rady Zakładowej Andrzej Kot, sekretarz ekonomiczny Rady Robotniczej Tadeusz Maniak, z-ca dyrektora WSK Mielec d.s. technicznych mgr inż. Zdzisław Tkaczyk.

Władze stowarzyszeń reprezentowali przewodniczący zarządów kół zakładowych: SIMP — mgr inż. Stanisław Książek, SEP — mgr inż. Henryk Pisula, PTE — mgr Edward Cieślowski, TNOiK — mgr inż. Kazimierz Królikowski oraz sekretarz wojewódzkiego Oddziału SIMP i NOT w Rzeszowie Antoni Czarnek.

W toku obrad omówiono wyniki I etapu dyskusji przedkongresowej, przeprowadzonej w poszczególnych

sekcjach naukowo-technicznych Koła Zakładowego SIMP oraz wysłuchano wypowiedzi przedstawicieli pozostałych stowarzyszeń. Plonem dyskusji było zgłoszenie 40 syntetycznych wniosków, które zostały przekazane do wojewódzkiego Oddziału SIMP w Rzeszowie. Do najważniejszych należały wnioski dotyczące:

- konieczności oparcia działalności przemysłu lotniczego o kompleksowy, perspektywiczny plan rozwoju lotnictwa, koordynujący zadania zaplecza naukowo-technicznego przemysłu z potrzebami lotnictwa komunikacyjnego, wojskowego, gospodarczego, sanitarnego, sportowego, w korelacji z działalnością handlu zagranicznego i placówek akwizycyjnych
- uznania za integralną część tego planu — planu szkolenia kadry inżynierów i techników lotnictwa, ekonomistów i organizatorów produkcji
- zwrócenia szczególnej uwagi na zagadnienie specjalizacji podyplomowej oraz działania zmierzające do ustabilizowania kadry specjalistów zaplecza technicznego przemysłu lotniczego.

W ożywionej dyskusji nie ukrywano, że obok postępowych, opracowanych na wspólnym poziomie technicznym technologii, w WSK Mielec są stosowane również przestarzałe metody wytwarzania. Zjawisko to jest wynikiem słabości zakładowej bazy technologicznej, która w najbliższych latach powinna ulec znacznemu rozwinięciu. Poruszano także zagadnienia związane z niewłaściwą jakością kooperacyjnych dostaw i urządzeń produkcyjnych. Podkreślano konieczność zwiększenia operatywności służb remontujących obrabiarki oraz usprawnienia zaopatrzenia ich w części zamienne.

Duży entuzjazm zebranych wzbudziła informacja A. Czarnka o zajęciu przez mieleckie Koło SIMP I miejsca we współzawodnictwie kół rzeszowskiego Oddziału w roku 1969. Jednocześnie odbyło się uroczyste wręczenie kolejnych legitymacji członkowskich — pięćsetnej i pięćsetnej pierwszej. Tym samym Koło Zakładowe przy WSK w Mielcu weszło do czołówki największych kół SIMP w województwie.

Stanisław Orczykowski

## KRONIKA

▼ Łódzkie władze służby zdrowia postanowiły wyznaczyć w pobliżu wszystkich szpitali i klinik lądowiska dla śmigłowców sanitarnych. Jako pierwsze — wytyczono lądowisko w pobliżu Szpitala Klinicznego Wojskowej Akademii Medycznej. Lądowisko zlokalizowano w sąsiedztwie ze szpitalem parku.

Wkrótce podobne lądowiska zostaną wyznaczone w pobliżu szpitala im. Sterlinga oraz im. Barlickiego, które najczęściej przyjmują pacjentów przywożonych do Łodzi drogą lotniczą.

▼ Czasopismo lotnicze NRD „Flieger Revue” poświęciło obszerny reportaż dwu polskim instytucjom: Wojskowemu Instytutowi Medycyny Lotniczej w Warszawie i Muzeum Lotnictwa w Krakowie. Warto zapoznać się z tymi pięknie opracowanymi materiałami redakcyjnymi.

▼ Na wiosnę PLL „Lot” zorganizowały 15-minutowe loty nad Warszawą. Bilet kosztował 60 zł. Przedsiębiorstwo zamieściło w „Ekspresie Wieczornym” reklamowe kupony, z których wylosowano pięć bezpłatnych lotów. Ponadto dziesięć osób otrzymało nagrody pocieszenia w postaci Albumów 40-lecia „Lotu”.

▼ Również oddziały PLL „Lot” w Katowicach i Krakowie organizowały w ub. miesiącach niedzielne przeloty propagandowo-turystyczne nad swymi miastami. Cieszyły się one dużą popularnością.

▼ Wystrój architektoniczny wspólnej siedziby „Lotu” i „Orbisu” przy ulicy Regent Street w Londynie jest tak piękny i niepodobny do innych, że — jak twierdzi redaktor Chażyński z „Życia Warszawy” — pewien bogaty Amerykanin dawał krociową kwotę, gdyż chciał przenieść to wnętrze do swojej willi w Teksasie.

▼ Poważnie wzrosła liczba wygodnych połączeń związanych między Polską, Kanadą i USA. W letnim rozkładzie lotów PLL „Lot” i „Air Canada” zapewnią 15 połączeń tygodniowo z Warszawy do miast kanadyjskich z jednym tylko przesiadaniem. M.in. będą to połączenia z Warszawy do Montrealu, Toronto, Windsoru, Winnipeg, Calgary, Edmonton i Vancouver.

Ponadto przewiduje się tygodniowo ok. 10 takich połączeń do głównych ośrodków polonijnych w USA: Chicago, Cleveland, Detroit, Los Angeles i Nowego Jorku.

Wreszcie „Air Canada” przewiduje kilka rejsów samolotami charterowymi, zabierającymi po 150 pasażerów — głównie rekrutujących się z Polonii kanadyjskiej i północnoamerykańskiej.

▼ Na zaproszenie ministra komunikacji przebywał w Polsce przewodniczący ICAO, Walter Binaghi. Przedstawiciel ICAO przeprowadził rozmowy z kierownictwem polskiego lotnictwa cywilnego.

Dotyczyły one spraw związanych z rozwojem lotnictwa cywilnego, współpracy Polski z ICAO oraz zwiększenia udziału naszego kraju w korzystaniu z pomocy w szkoleniu specjalistów lotniczych.

▼ W marcu br. odbyła się w Wiedniu rozprawa sądowa przeciwko Zołotuchu i Szymankiewiczowi, którzy 20 listopada ub.r. uprowadzili samolot PLL „Lot” z Wrocławia do Wiednia.

Trybunał ogłosił wyrok skazujący W. Szymankiewicz na 2 lata i 3 miesiące ciężkiego więzienia, a R. Zołotucha na 2 lata więzienia.

Po odbyciu kary obaj skazani podlegają, z wyroku sądu, przymusowemu wydaleniu z terytorium Austrii.

\* W uzasadnieniu wyroku przewodniczący trybunału powołał się na fakt, iż wysoki

komisariat ONZ dla spraw uchodźców nie przyznaje prawa azylu piratom powietrznym.

▼ Państwa socjalistyczne uczestniczące w programie „Interkosmos” nakreśliły szeroki plan obserwacji radioastronomicznych, jonosferycznych i optycznych. Wspólne eksperymenty wzbogacą wiele dziedzin wiedzy: z zakresu fizyki kosmicznej, meteorologii, łączności satelitarnej, zagadnień biologiczno-medycznych i innych.

Unikalne urządzenia pomiarowe przeznaczone do badań krótkofalowego promieniowania słońca przgotowuje w bieżącym roku zespół specjalistów Instytutu Astronomicznego Uniwersytetu Wrocławskiego pod kierunkiem prof. Jana Mergentalera.

W przyszłym roku będzie gotowa aparatura przeznaczona do badań promieniowania kosmicznego. Wykona ją zespół naukowców z Instytutu Badań Jądrowych w Krakowie. W 1972 r. zespół specjalistów Obserwatorium Radioastronomicznego w Toruniu zakończy prace nad przegotowaniem zestawu urządzeń do badań widma słonecznego w zakresie fal radiowych.

Jednostką koordynującą krajowe badania „Interkosmosu” jest Komitet Badań i Pokojowego Wykorzystania Przestrzeni Kosmicznej przy Polskiej Akademii Nauk.

▼ W 25 rocznicę wyzwolenia Węgier zakończył się w Budapeszcie Międzynarodowy Samolotowy Rajd Wyzwolenia. W rajdzie tym, odmiennie od polskiej tradycyjnej imprezy rajdowej, osobno punktowani byli piloci i osobno dziennikarze.

Pierwsze i drugie miejsca zajęli piloci węgierscy, zaś trzecie pilot polski Z. Dudzik lecący z red. Jerzym Zarebskim (ze „Skrzydlatej Polski”)

# POROZUMIENIE O WSPÓŁPRACY

Zapoznajemy naszych Czytelników — a w szczególności członków zarządów oddziałów sekcji lotniczych i terenowych kół tej branży SIMP i SITK — z tekstem porozumienia o współpracy zawartego między Sekcją Główną Komunikacji Lotniczej Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Komunikacji a Sekcją Lotniczą

Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Mechaników Polskich. Publikując treść porozumienia liczymy, że stanie się ono kodeksem przyjaźni i statutem współdziałania dla wszystkich szczebli i ogniw organizacyjnych sekcji lotniczych obu stowarzyszeń.

Redakcja

## Akceptujemy

Zarząd Główny  
Stowarzyszenia Inżynierów  
i Techników Komunikacji

Sekretarz Generalny SITK

(—) inż. St. Poniatowski

25.05.70 r.

Zarząd Główny  
Stowarzyszenia Inżynierów  
i Techników Mechan. Polskich

Sekretarz Generalny SIMP

(—) inż. Ryszard Gdulewski

2.06.70 r.

## Porozumienie o współpracy pomiędzy Sekcją Główną Komunikacji Lotniczej SITK a Sekcją Lotniczą SIMP

### § 1

Sekcja Główna Komunikacji Lotniczej SITK i Sekcja Lotnicza SIMP postanawiają ściśle ze sobą współpracować celem zwiększenia efektów społecznej działalności naukowo-technicznej w zakresie całokształtu zagadnień związanych z polskim lotnictwem.

### § 2

Będąc przedmiotem niniejszego porozumienia współpraca wyrażać się będzie przede wszystkim w:

- koordynacji okresowych planów działalności,
- wspólnej realizacji wybranych przedsięwzięć, interesujących obie strony, np.:
  - konferencji i porad naukowo-technicznych,
  - odczytów i referatów,
  - akcji szkoleniowych,
- wzajemnym delegowaniu stałych przedstawicieli do współuczestnictwa w bieżących pracach bratniej sekcji w celu zapewnienia stałej łączności pomiędzy sekcjami,

d) okresowym odbywaniu wspólnych posiedzeń obydwóch sekcji i ich prezydiów w celu wymiany poglądów i koordynacji wspólnych przedsięwzięć,

e) współpracy w redagowaniu miesięcznika Sekcji Lotniczej SIMP pt. „Technika Lotnicza i Astronautyczna”, przy czym formy i zakres współpracy będą uzgadniane w trybie roboczym przy udziale redakcji pisma i Wydawnictw Czasopism Technicznych NOT,

f) wymianie miejsc dla członków obu sekcji w organizowanych przez jedną z sekcji wycieczkach,

g) współpracy obu sekcji w kontaktach z innymi organizacjami lotniczymi.

Sekcja Główna  
Komunikacji Lotniczej  
SITK

(—) mgr inż. Elżbieta Kołodzińska  
przewodnicząca

(—) mgr inż. Zdzisław Mikołajczuk  
sekretarz

Obie sekcje zalecają terenowym organom branży lotniczej obydwóch stowarzyszeń organizowanie wzajemnej współpracy na zasadach określonych niniejszym porozumieniem, uzupełnionym w razie potrzeby dodatkowym dokumentem.

### § 4

W rejonach gdzie istnieje koło lotnicze tylko jednego ze stowarzyszeń, a liczba inżynierów i techników lotniczych pracujących w dziedzinach reprezentowanych przez drugie stowarzyszenie jest zbyt mała do stworzenia samodzielnego koła tego stowarzyszenia, sekcje podejmą wspólne działanie w kierunku włączenia tych osób do działalności stowarzyszeniowej na bazie istniejącego koła SITK lub SIMP.

### § 5

Warunki finansowania wspólnych przedsięwzięć obu sekcji wymagają każdorazowej akceptacji przez zarządy główne SITK i SIMP.

### § 6

Porozumienie niniejsze zostało zawarte na czas nieokreślony. Dla wypowiedzenia porozumienia przez jedną ze stron ustala się okres co najmniej 12 miesięcy.

### § 7

Porozumienie wchodzi w życie w dniu akceptowania go przez zarządy główne Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Komunikacji oraz Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Mechaników Polskich.

Sekcja Lotnicza  
SIMP

(—) mgr inż. Tadeusz Kostia  
przewodniczący

(—) mgr inż. Wacław Zaremba  
sekretarz

## Dokończenie ze str. 19

zastosowano tu transformator stabilizujący. W uzwojeniu wtórnym transformatora zaindukuje się sygnał podczas zmiany wartości napięcia zasilającego silnik. Wówczas w uzwojeniu IV sprzężenia zwrotnego wzmacniacza magnetycznego popłynie prąd, który wytworzy strumień magnetyczny przeciwdziałający strumieniowi powodującemu zmianę prądu w uzwojeniu roboczym wzmacniacza. W celu wyrównania napięcia stosuje się w obwodzie sterującym kondensator  $C_5$ . Tego typu stabilizatory częstotliwości znajdują szerokie zastosowanie dzięki temu, że nie są zbyt skomplikowane i zapewniają dużą dokładność (do 0,05%), krótki czas regulacji oraz stosunkowo małe przeregulowanie. Układy trzeciej grupy, pomimo że zapewniają dużą dokładność stabilizacji, nie znalazły szerszego zastosowania w

lotnictwie ze względu na skomplikowaną budowę. Dlatego też nie byłoby celowe omówienie ich w tym artykule.

Na zakończenie należy podkreślić, że mając do dyspozycji maszyny analogowe, można dobrać optymalne parametry układu i zwiększyć dokładność stabilizacji częstotliwości do odpowiednich granic.

## Literatura

- Sawant G. J.: *Podstawy projektowania układów regulacji automatycznej*. PWT Warszawa 1960.
- Sapiro D. N.: *Technologie izgotowlieniya awiacjonowego elektrooborudowanija*. Wyd. Maszynostrojenije Moskwa 1967.
- Własow G. P.: *Projektirowanije sistem elektrosnabzenija letatielnych apparatow*. Maszynostrojenije Moskwa 1967.

## «KRONIKA»

▼ Propagatorzy i zwolennicy zorganizowania w Polsce cywilnej szkoły pilotów zawodowych uzyskali mocny argument i wzór u naszych przyjaciół węgierskich. Bowierni począwszy od roku akademickiego 1968/1969 Wyższa Szkoła Mechanizacji Rolnictwa w Nyiregyhaza na jed-

nym ze swych wydziałów kształci inżynierów mechanizacji rolnictwa z uprawianiami pilotów zawodowych.

Studia i szkolenie lotnicze trwają łącznie 3 lata. Na studia przyjmowani są piloci szybownicy w wieku około 18 lat ze świadectwami dojrzałości.

Szkoła ma przygotować wysoko kwalifikowanych specjalistów oraz wyszkolonych pilotów dla potrzeb lotnictwa rolniczego. Szkoła cieszy się wielkim zainteresowaniem szybowników. Niestety

liczba miejsc jest ograniczona do 35 rocznie.

▼ Ostatnio zmarł w Moskwie w wieku 61 lat znany radziecki konstruktor śmigłowców Michaił Mil.

Inżynier Mil był laureatem nagrody leninowskiej i państwowej. Ten słynny konstruktor był zawsze uprzejmy i prosty w obejściu. Polscy konstruktorzy, którzy przy jego pomocy rozwiązyli niejedno trudne zagadnienie śmigłowcowe, wyrażają serdeczny żal z powodu tego przedwczesnego zgonu.



MIELCZARSKA M.

629.78.004.122

#### **The benefits from space research**

This paper discusses the benefits resulting from the use of the application satellites, the gains derived from applying the materials and production processes developed for space technology and indicates further trends in the utilization of the space research.

KORDZIŃSKI W.

621.45.001.6:614.8

#### **The trends in the development of the turbojet engines up to 4500 lb thrust**

In spite of the development of big turbojet engines up to 45 000 lb and even 70 000 lb thrust there are developed small turbojets — straight and by-pass — up to 4500 lb thrust. These engines are used to power the trainers, COIN aircraft, light fighters and executive aircraft. Small turbojets in the future also shall fulfil their important role. In this article the small turbojet engines being in production or development stage are presented and their future development trends are discussed.

ORCZYKOWSKI S.

629.7:797.5

#### **The problem of polish sport aircraft**

The difficult situation of the polish aeroclubs in regard to aircraft park excites the representatives of the polish sport aviation to discussions and efforts in order to solving this problem. In these discussions and efforts have not participated as yet the representatives of the aviation industry. The article gives the answer to the question: „are we able design the aircraft?” and presents an effort of defining a programme of solving the sport aircraft problem.

KUJAWSKA D.

656.7.001.6

#### **The development of the air transport**

In this article the participation of the aviation in general transport is discussed. The costs and profits of air lines depending upon the specific costs and transport productivity are presented. The problem of the development of the small and medium air lines regarding the modern aircraft that are coming into exploitation is analysed.

RAJPERT T.

656.7.053.7:534.33

#### **The determination of the aviation noise in the PNdB unit in regard to RWPG and ISO requirements**

In this paper the ISO and RWPG requirements concerning the determination of the noise level on the aerodromes are discussed; the contradictions existing in these requirements resulting in differences in noise levels determined are indicated.

# Co piszą inni...

## Lasery instrument

W artykule opisano zasadę działania i właściwości instrumentu laserowego służącego jako źródło światła koherentnego. Wyjaśniono na wstępie zasadę działania lasera, opisano podstawowe cechy promieniowania emitowanego przez laser. „Pomiary, Automatyka, Kontrola” 1970 nr 5.

## Analizator transmisji dla częstotliwości w zakresie od 0,0001 Hz do 10 000 Hz

W artykule opisany został analizator transmisji o rozszerzonym zakresie częstotliwości. Analizator ten wykonano w Zakładzie Teorii Sterowania Instytutu Automatyki PAN. Przedstawiono podstawy teoretyczne, na których oparto budowę analizatora transmisji obiektów i elementów automatyki regulacji, a także podstawowe rozwiązania konstrukcyjne i podano parametry analizatora. „Pomiary, Automatyka, Kontrola” 1970 nr 5

## Hydrauliczny element czasowy

W artykule opisano budowę oraz właściwości generatora impulsów hydraulicznych oraz elementu czasowego, służącego do opóźniania binarnego sygnału hydraulicznego o nastawny odciniek czasu, pracującego na zasadzie zliczania impulsów wytwarzanych przez generator. Sygnały wyjściowe generatora oraz elementu czasowego są wytwarzane przez mechaniczne przecinanie swobodnych strumieni cieczy. Urządzenia te znajdują zastosowanie w hydraulicznych układach sterowania i regulacji.

„Pomiary, Automatyka, Kontrola” 1970 nr 5

## Oddziaływanie normalizacji na ekonomikę przemysłu

W artykule przeprowadzono analizę korzyści techniczno-organizacyjnych w przedsiębiorstwie, które wynikają z normalizacji. Omówiono oddziaływanie normalizacji kompleksowej i wycinkowej wykazując, że kompleksowość prac normalizacyjnych w powiązaniu z techniczno-organizacyjnymi branży i przedsiębiorstwa wpływa w zasadniczy sposób na sumaryczny efekt ekonomiczny. Wskazano też metody obliczania efektów techniczno-ekonomicznych oraz przedstawiono rolę i zadania służb normalizacyjnych w poprawie ekonomiki przedsiębiorstwa.

„Normalizacja” 1970 nr 5.

## Niedokładność eksploatacyjna przyrządów pomiarowych

W artykule przedstawiono propozycję stosowania „eksploatacyjnego” kryterium oceny niedokładności przyrządów pomiarowych, które jest uogólnieniem kryteriów klasycznych, z uwzględnieniem losowego charakteru zmian wielkości mierzonych i losowego charakteru zakłóceń obejmujących aparaty pomiarowe.

„Pomiary, Automatyka, Kontrola” 1970 nr 6

## Rzecz koncepcji pojazdu księżycowego LSV — wybór koncepcji i jej realizacja

W artykule przedstawiono projekty pojazdów księżycowych opracowane przez różne firmy. Omówiono konstrukcję różnych typów pojazdów: jednoosobowego 4-kołowego pojazdu DLRV (Dual Mode Lunar Vehicle), dwuosobowego pojazdu LRV (Lunar Rover Vehicle), pojazdu Molab (Mobile Laboratory), oraz innych.

„Technika Motoryzacyjna” 1970 nr 7

## Z zagadnień wielkości fizykochemicznych i ich jednostek miar

W artykule dyskusyjnym omówiono określenia i zagadnienia terminologiczne związane z masą atomową, ilością substancji i stężeniem, jako głównymi wielkościami fizykochemicznymi. Wykazano, że jednostka masy atomowej i mol nie mogą być jednostkami układu SI.

„Pomiary, Automatyka, Kontrola” 1970 nr 7

## Maszyny, które uczą

W artykule przedstawiono problemy programowanego nauczania i stosowanych środków technicznych — urządzeń informujących, kontrolujących, informująco-kontrolujących oraz urządzeń służących do badania procesu nauczania. Omówiono eksperymentalne prace wykonywane w Polsce nad prototypami maszyn uczących oraz przystosowaniem komputerów do celów dydaktycznych.

„Maszyny Matematyczne” 1970 nr 7—8

## Nowy aspekt dydaktyki komputerowej: D — języki

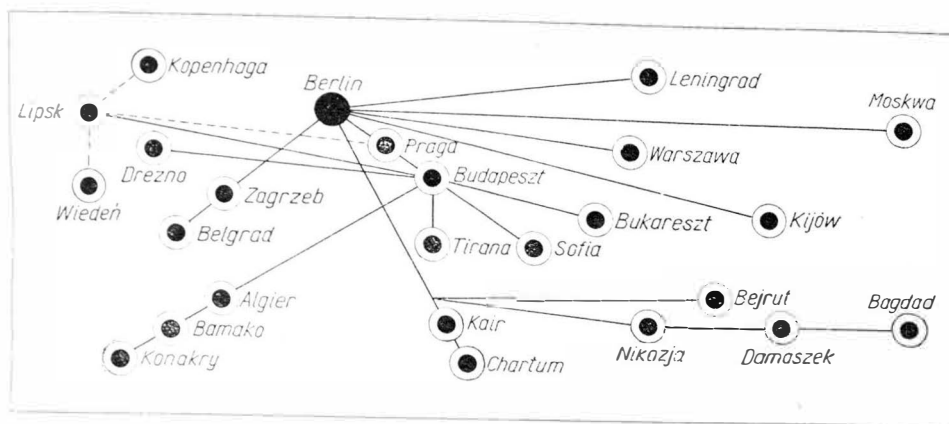
Autor wyraża obawę przed zafascynowaniem polskich dydaktyków problemami konstrukcyjnymi prostych maszyn dydaktycznych. Wprowadza pojęcie D-języków (język dydaktyki komputerowej) i przedstawia ich klasyfikację. Artykuł uzupełnia poglądowy wykaz 44 D-języków, aktualnie stosowanych w nauczaniu komputerowym.

„Maszyny Matematyczne” 1970 nr 7—8

## Planit — specjalny język dydaktyki komputerowej

W artykule omówiono genezę PLANITU, jednego z najbardziej rozpowszechnionych przez firmę SDS języków dydaktyki komputerowej. W opisie zasad tego języka zastosowano polskie odpowiedniki symboliki angielskiej. Przykłady zastosowań języka PLANIT wzorowano na literaturze źródłowej.

„Maszyny Matematyczne” 1970 nr 7—8



funkcję podsekretarza stanu. Temu ostatniemu podporządkowano:

- INTERFLUG (nazwa DLH przyjęta z dniem 1 września 1963 r.)
- Państwowy Zarząd Portów Lotniczych wraz ze służbą Kontroli Ruchu Lotniczego
- Inspektorat Techniczny Sprzętu Lotniczego

Zarządowi Portów Lotniczych podlegają lotniska: Berlin — Schönefeld, Drezno, Lipsk, Karl Marx-Stadt, Erfurt i Barth.

Tablica 1. Międzynarodowe przewozy lotnicze krajów RWPG w 1967 r.

Kraj	Przewozy pasażerskie	
	tys. pas.	mln pkm
ZSRR	439,8	1409,0
NRD	416,2	542,4
Czechosłowacja	383,0	619,0
Rumunia	284,0	489,5
Bulgaria	266,2	519,0
Polska	247,8	290,2
Węgry	203,0	232,0

Tablica 2. Przewozy na trasach łączące kraje RWPG 1967 r.

Kraj	Przewozy pasażerskie		Przesyłki w tys. ton
	tys. pas	mln pkm	
NRD	373,1	446,2	10,22
ZSRR	195,0	362,0	7,51
Czechosłowacja	142,0	191,0	2,96
Polska	139,0	151,7	1,72
Bulgaria	83,7	133,5	1,20
Węgry	78,4	82,5	0,90
Rumunia	64,8	77,9	1,11

Układ terytorialny powoduje, że INTERFLUG w ruchu wewnętrznym obsługuje głównie przewozy pasażerskie. W tej sytuacji — poza liniami regularnymi — między Berlinem a większymi centralami przemysłowymi utrzymywane są nieregularne połączenia.

Rozwój linii lotniczych ma charakter specyficzny. Sytuacja polityczna tego państwa nie idzie w parze z dynamicznym rozwojem gospodarczym. NRD uznało 25 państw i podstawowe kierunki połączeń międzynarodowych mają ścisły związek ze stolicami państw utrzymujących stosunki dyplomatyczne.

Linie międzynarodowe stosunkowo dobrze rozwinięte. Można tu wyróżnić następujące kierunki obsługi (oprócz krajów socjalistycznych): Bliski Wschód (Bejrut, Damaszek, Bagdad), Zatoka Gwinejska — przez Algier, Bamako do Konakry, oraz Sudan i ZRA. Mimo „młodego wieku” (bowiem DLH najpóźniej weszło do służby) DLH rozwija się znacznie szybciej aniżeli jego partnerzy z RWPG. Dla informacji przedstawimy wielkość przewozów niektórych krajów.

Charakterystyczne są przewozy INTERFLUGU między krajami RWPG, co należy przypisać szybko rozwijającemu się ruchowi turystycznemu. Np. linia Berlin — Moskwa należy do najaktywniejszych w krajach RWPG.

Dużą przeszkodą w dalszym rozwoju połączeń lotniczych INTERFLUGU jest status NRD. Państwa kapitalistyczne odmawiają jeszcze NRD możliwości uczestniczenia w porozumieniach międzypaństwowych. Ta trwająca jeszcze w stosunkach międzynarodowych z krajami kapitalistycznymi dyskryminacja polityczna NRD na razie hamuje rozwój linii lotniczych w kierunku zachodnim. Wzrastające jednak znaczenie NRD na arenie politycznej i gospodarczej rokuje poważne nadzieje na usunięcie z czasem tych ograniczeń. Pewne postępy możemy już odnotować. W ostatnich miesiącach znacznemu rozszerzeniu uległy kontakty między NRD a Francją. Stwarza to możliwość nawiązania szerszej współpracy również i w zakresie połączeń lotniczych.

INTERFLUG nurtują ambitne zamierzenia inwestycyjne. Unowocześniono lotnisko Berlin-Schönefeld. Główna droga startowa odpowiada wymaganiom grupy A w klasyfikacji portów lotniczych wg standardu ICAO i klasy specjalnej RWPG. Do lotniska doprowadzono bezpośrednie połączenie S-Bahn i autostradę, wybudowano największy hangar w Europie, zakończono pracę nad drugim pasem startowym również odpowiadającym grupie A.

Lotnisko wyposażono w nowoczesne urządzenia radionawigacyjne odpowiadające wymaganiom stawianym przez alianckie organa kontroli.

Przewiduje się również doprowadzenie metra do portu lotniczego.

W zakresie wyposażenia sprzętowego INTERFLUG przechodzi na nowoczesny odrzutowy tabor: Tu-134, Tu-154 i Il-62.

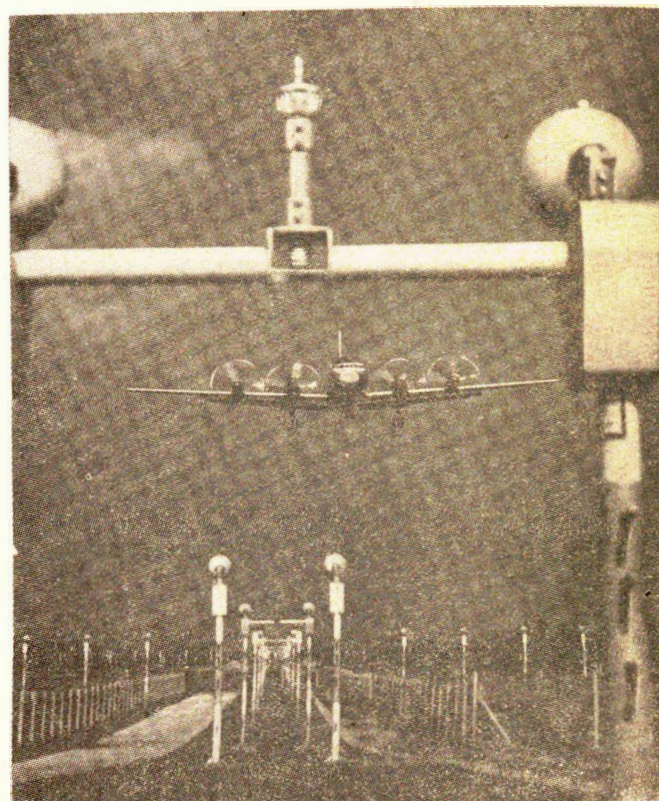
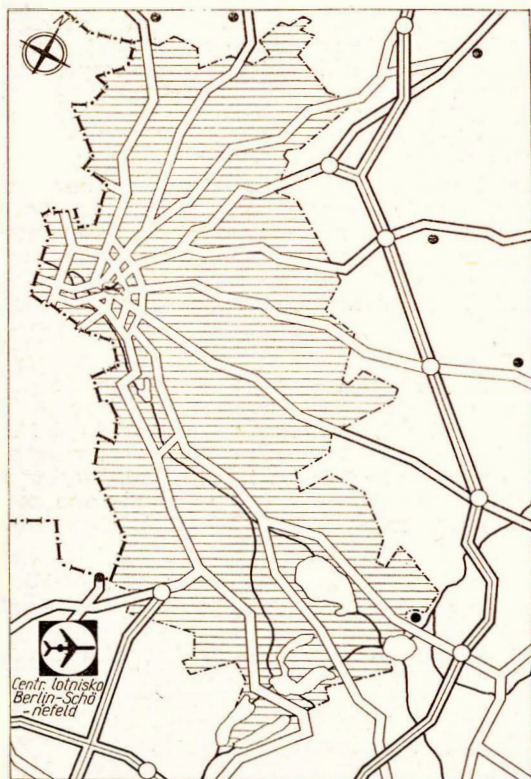
# lotnicze przedsiębiorstwa świata

## TRANSPORT LOTNICZY NRD

(DLH Deutsche Lufthansa INTERFLUG)

Powstanie socjalistycznego państwa niemieckiego NRD stworzyło zupełnie nowe i odmienne warunki rozwoju ekonomicznego. Podstawą do stworzenia własnego transportu lotniczego w NRD było oświadczenie rządu radzieckiego z dnia 26 marca 1954 r., w którym przekazano wykonywanie suwerennych praw na obszarze i nad terytorium NRD władzom niemieckim. Ponadto przekazano rządowi NRD kontrolę ruchu w korytarzach powietrznych prowadzących do Berlina Zachodniego. Jakie były motywy stworzenia własnego transportu lotniczego? Oto one:

- zaspokojenie społecznych potrzeb w zakresie transportu, będące jednocześnie wykładnikiem wzrostu stopy życiowej ludności.
- oszczędność czasu specjalistów niemieckich dzięki wykorzystaniu samolotu jako środka transportu
- rosnące potrzeby handlu zagranicznego NRD: stosunki handlowe są utrzymywane z ponad 100 krajami
- dynamicznie rozwijające się stosunki gospodarcze w ramach RWPG.



Są to motywy o charakterze specyficznym, jeśli uwzględnić, że transport lotniczy NRD musiał być odbudowany od podstaw. Przerwa w istnieniu własnego lotnictwa spowodowała brak zarówno specjalistów we wszystkich dziedzinach tym bardziej, że w lotnictwie nastąpił gwałtowny postęp techniczny.

Trudności te jednak szybko zostały opanowane dzięki wydatnej pomocy Związku Radzieckiego. W kwietniu 1955 r. władze radzieckie przekazały NRD port lotniczy Berlin-Schönefeld, stanowiący bazę przedsiębiorstwa. Wszystkie te przedsięwzięcia stanowiły podstawę do zawarcia porozumień międzynarodowych o komunikacji lotniczej między NRD a Polską, Rumunią, Bułgarią, Czechosłowacją i Węgrami. W 1955 roku samolot Deutsche Lufthansa wykonał pierwszy regularny lot do Moskwy. Kolejno uruchomiono połączenia z Pragę, Sofią, Budapesztem i Bukaresztem.

Rozwój DLH można podzielić na cztery etapy, a mia nowicie:

- Kształtowanie się socjalistycznego przedsiębiorstwa i jego konsolidacja (jest to okres przygotowawczy polegający na szkoleniu personelu 1954—1955 r.).
- Podjęcie regularnych lotów i dalsza rozbudowa sieci połączeń lotniczych (pierwsza połowa 1956 r.).
- Przechodzenie na nowy sprzęt ze śmigłowymi silnikami turbinowymi (od 1960 r.).
- Przechodzenie na sprzęt odrzutowy i rozwój sieci lotniczej pozaeuropejskiej. Kolejne umowy lotnicze.

Istotne znaczenie dla dalszego rozwoju przewozów lotniczych miała wprowadzona w 1961 r. nowa struktura organizacyjna. Lotnictwo cywilne podporządkowano Ministerstwu Komunikacji. Funkcje organizacyjne i planistyczne powierzono Zarządowi Głównemu Lotnictwa Cywilnego, którego dyrektor pełni jednocześnie