



**technika  
lotnicza  
i astronautyczna**

**1**  
1970

1. Na radę przewodniczących i sekretarzy sekcji naukowo-technicznych, które odbyło się we wrześniu z inicjatywy Zarządu Głównego SIMP przybyli wice-ministrowie — przemysłu maszynowego Podgórski i przemysłu ciężkiego Talma — oraz przewodniczący KNIT, prof. Kaczmarek. Na zebraniu tym wybrano sześciuosobowy zespół przewodniczących sekcji, który będzie współpracować z władzami. W skład zespołu wszedł przewodniczący Sekcji Lotniczej SIMP kol. T. Kostia. Posiedzenia zespołu mają się odbywać raz na miesiąc.

2. Rozpoczęły się prace przygotowawcze do Kongresu Techników Polskich, który odbędzie się w 1971 r. Do komitetu organizacyjnego kongresu został zaproszony kol. T. Kostia. Zarząd Sekcji Lotniczej SIMP zdecydował, że w pracach komitetu kol. Kostię zastępować będzie kol. M. Sikorski, sprawy lotnicze w Komisji Przemysłowej referować będzie kol. A. Misiorek, zaś rolę łącznika pomiędzy tą komisją a Komisją Transportu (którą reprezentować będą koledzy z SITK) podejmie kol. Z. Winecki.

3. Przewodniczący i sekretarz Zarządu Sekcji Lotniczej SIMP zostali przez Zarząd Główny SIMP delegowani do Budapesztu w dniach 20–26 września 69 r. w celu nawiązania kontaktów z węgierską grupą fachowców lotniczych tamtejszego stowarzyszenia inżynierów mechaników GTE (Gépipari Tudományos Egyesület). W oparciu o porozumienie zawarte poprzednio na szczelbu kierownictw SIMP i GTE, koledzy Kostia i Zaremba — w wyniku przeprowadzonych rozmów — podpisali protokół o współpracy między Sekcją Lotniczą SIMP a Grupą Lotniczą GTE.

Grupa Lotnicza przy GTE zrzesza 26 inżynierów legitymujących się działalnością naukową oraz pracami badawczymi. Podobna liczba fachowców związana jest z transportem lotniczym. Przewodniczącym zarządu grupy lotniczej GTE jest profesor Uniwersytetu Budapeszteńskiego dr Elemér Rácz, sekretarzem zrzeszenia — docent dypl. inż. Józef Gedeon, wreszcie bardzo czynnym członkiem zarządu jest dypl. inż. Daniel Hatházi. Dwaj ostatnio wymienieni naukowcy przebywali w Polsce w 1968 r. z okazji Międzynarodowych Mistrzostw Szybowcowych oraz Kongresu OSTIV w Lesznie. Na kongresie tym doc. J. Gedeon wygłosił referat techniczny.

Współpraca nawiązana pomiędzy przedstawicielami obu zrzeszeń lotniczych obejmuje:

- wymianę referatów i referentów,
- udział w międzynarodowych konferencjach i sympozjach dyscyplin lotniczych,
- wymianę informacji na temat kongresów, na których będzie obecna tylko jedna ze współpracujących stron,
- wymianę fachowej literatury i czasopism.

Zakres zainteresowań przedstawicieli Sekcji Lotniczej SIMP i grupy lotniczej GTE dotyczy zagadnień lotniczych z dziedziny:

- konstrukcji, badań i pomiarów w locie samolotów sportowych, rolniczych, komunikacyjnych oraz szybowców,
- problematyki ekonomicznej w lotnictwie,
- przepisów budowy sprzętu lotniczego,
- szkolenia fachowców lotniczych.

Przedstawiciele Sekcji Lotniczej wzięli udział w przyjęciu dla gości zagranicznych w domu GTE w dniu 22.IX. ub. r. z okazji Konferencji na temat maszyn przepływowch. Tam też zostali przedstawieni przewodniczącemu i sekretarzowi generalnemu GTE.

W ramach kontaktów fachowych koledzy Kostia i Zaremba złożyli wizytę w lotniczym zespole usług rolno-gospodarczych RNA na lotnisku cywilnym w Budapeszcie, gdzie przeprowadzili rozmowy z naczelnym inżynierem przedsiębiorstwa dypl. inż. Bálint Nagy oraz inżynierem RNA Paul Bagossy. Rozmowy dotyczyły lotniczego sprzętu rolniczego oraz eko-

nomu operacji agrolotniczych. Złożono również wizytę na uniwersytecie w Katedrze prof. dra Elemér Rácza, gdzie przy udziale profesora docenta J. Gedeona oraz inż. D. Hatháziego przedyskutowano liczne zagadnienia lotnicze.

24.IX. kol. Kostia — w gmachu GTE — wygłosił odczyt na temat metody określania charakterystyki techniczno-ekonomicznej samolotów i śmigłowców rolniczych. Odczyt wygłoszony w języku niemieckim (tłumaczony na język węgierski) i ilustrowany za pomocą projektora, zgromadził ponad 30 słuchaczy i wywołał ożywioną dyskusję.

Podczas pobytu w Budapeszcie przedstawiciele Sekcji Lotniczej spotkali się z wielką serdecznością i gościnnością gospodarzy: władz GTE oraz opiekujących się nimi bezpośrednio prof. Rácza, doc. Gedeona i inż. Hatháziego.

4. Węgierski gość Zarządu Sekcji Lotniczej SIMP z 1968 r. docent dypl. inż. Józef Gedeon otrzymał od organizacji OSTIV Dyplom Honorowy za rozprawę naukową pt. „Statistical Aspects of Handling Criteria Research” wygłoszoną na kongresie w Lesznie. Serdecznie gratulujemy międzynarodowego wyróżnienia i cieszymy się z sukcesu.

5. Zarząd Oddziału Sekcji Lotniczej SIMP w Bydgoszczy zorganizował w czerwcu — przy współpracy WAT — konferencję na temat perspektyw rozwoju techniki lotniczej, rakietywej oraz radiolokacyjnej. W 2-dniowej konferencji wzięło udział 118 uczestników, wśród nich Główny Inżynier Lotnictwa Wojsk OPK, przedstawiciel WAT i przewodniczący O.W. SIMP. Zarząd Sekcji Lotniczej i ITWL reprezentował kol. M. Sikorski, który na wstępie wygłosił przemówienie.

Celem konferencji było przedstawienie aktualnego stanu techniki i kierunków rozwojowych w dziedzinie płatowców, silników, osprzętu i uzbrojenia lotniczego, jak również w zakresie radiolokacji i budowy rakiet. W pierwszym dniu konferencji odbyło się posiedzenie plenarne, zaś w drugim — obrady w sekcjach: ogólnolotniczej i rakietywo-radiolokacyjnej. Wygłoszono 9 wartościowych referatów, z których wymienimy:

— wykład inauguracyjny ppłk dra inż. M. Gałązki pod tytułem: „O pewnych zastosowaniach techniki strumieniowej w lotnictwie i raketownictwie”

— referat płk doc. dra inż. S. Szczecińskiego na temat „Aktualnego stanu i perspektyw rozwojowych napędów turbolnowych” oraz

— referat ppłk. mgra inż. J. Czapllickiego pt. „Nowe technologie i materiały stosowane w budowie płatowców i silników lotniczych”. Płk. mgr inż. M. Sikorski przedstawił na konferencji materiały z Salonu Paryskiego 1969 r.

Należy żałować, że organizatorzy konferencji nie byli w możności wydrukować materiałów konferencyjnych. Liczymy jednak, że niektóre z nich zostaną opublikowane na łamach naszego czasopisma.

6. Staraniem Zarządu Oddziału Sekcji w Poznaniu odbyło się ciekawe i dobrze zorganizowane sympozjum historyczne. W obradach wzięł udział — z ramienia Zarządu Sekcji — kol. A. Misiorek, przy czym wygłosił on referat pt. „Kierunki rozwojowe w światowej technice lotniczej”.

7. Mgr inż. J. Bojanowski z Instytutu Lotnictwa przedstawił Zarządowi Sekcji Lotniczej SIMP propozycję zorganizowania narady poświęconej motocyklowemu oraz problemowi zapewnienia odpowiednich silników małej mocy. Inż. Bojanowski koncepcję tę ma rozpracowana bardzo szczegółowo. Zarząd Sekcji uznał celowość tej inicjatywy i zgłoszoną propozycję przekazał do realizacji Zarządowi Oddziału Warszawskiego Sekcji Lotniczej.

8. Zarząd Sekcji zatwierdził terminarz regularnych zebrań Zarządu. W terminarzu tym zaplanowano odbycie dwóch sesji wyjazdowych w 1970 r.: w dn. 6.II. w WSK „Mielec” i w dn. 3.IV. — w Oddziale Sekcji Lotniczej SIMP w Bydgoszczy.

O drugiej wyprawie ludzi na Księżyc pisze dr inż. Andrzej Marks w artykule „Po raz drugi na Księżycu”. Na wstępie podana będzie ogólna charakterystyka obszaru księżycowego, na którym wylądowali astronauta Charles Conrad i Alan Bean z wyprawy „Apollo”12. Opisana też będzie aparatura naukowa, którą astronauta zainstalowali na powierzchni Księżyca i omówione inne zadania wykonane przez nich w czasie prawie ośmiogodzinnego pobytu na Księżycu na zewnątrz statku LM. Artykuł ilustrowany jest ciekawymi fotografiami z prób przed lotem i zdjęciami wykonanymi w czasie startu, a także po wodowaniu statku „Apollo”12.

Następnie opublikowana będzie druga część artykułu mgra inż. W. Kordzińskiego „Statek księżycowy LM”, w której opisane będą urządzenia do utrzymania życia astronautów, urządzenia nawigacyjne i kontrolne oraz urządzenia łącznościowe statku LM. W artykule „Automatyzacja procesu obsługowego w transporcie lotniczym” mgr J. Zwierzyński opisuje strukturę automatycznego systemu obsługowego, który obejmuje rezerwację miejsc, obliczanie opłat przewozowych, drukowanie i kodowanie biletów, samoobsługowe wystawianie biletów, odprawę pasażerów, kontrolę załadunku samolotu i działania po odlocie.

## NOTATKI ZE ŚWIATA

▲ W ośrodku kosmicznym w Houston podano do wiadomości, że rząd USA zaprosił radzieckich astronautów do zwiedzenia tamtejszego centrum kosmicznego z równoczesną propozycją odbycia podróży po Stanach Zjednoczonych.

▲ Ośrodek kosmiczny na Przylądku im. Kennedy’ego obchodził ostatnio 20-lecie swej działalności. Założony w 1949 roku jako ośrodek wojskowy, liczył zaledwie 6000 ha powierzchni. Obecnie ma 41 000 ha. W ciągu minionych lat odbyło się tu 1800 startów rakiet różnego przeznaczenia.

▲ Z początkiem 1970 r. poszerzone i unowocześnione lotnisko „Tatry” — leżące u stóp Gerlacha, Łomnicy i Rysów — włączone zostanie do sieci komunikacyjnej Czechosłowackich Linii Lotniczych. Port lotniczy „Tatry”, oddalony o 4 km od Popradu, będzie miał wielkie znaczenie dla turystyki górskiej.

▲ Według statystyk USA na orbitach ziemskich w ciągu minionych 12 lat znajdowało się 4111 obiektów różnego rodzaju. Do chwili obecnej w Kosmosie przebywa 1475 sztucznych satelitów Ziemi.

▲ Sieć satelitów komunikacyjnych i stacji naziemnych rozwija się bezustannie. W podobnym tempie rozwijane są w tej dziedzinie coraz to nowe problemy techniczne. Obecnie eksperci opracowują mapę możliwych połączeń między wszystkimi stacjami na Ziemi i w Kosmosie. Aktualnie powstają nowe stacje w Bangkoku i Hongkongu, w Ameryce Płn. i Środkowej, jeszcze w tym roku satelit komunikacyjnego produkcji radzieckiej otrzyma Mongolia, zaś Interwizja i Eurowizja przygotowują plany uruchomienia satelitów dla przekazywania programów między swymi organizacjami członkowskimi. Głównie tej ostatniej sprawie poświęcona była wspólna narada przedstawicieli krajów członkowskich Interwizji i Eurowizji, która odbyła się na jej terenie ub. roku w Genewie.

# technika lotnicza i astronautyczna

MIESIĘCZNIK  
SEKCJI LOTNICZEJ  
STOWARZYSZENIA INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW  
MECHANIKÓW POLSKICH

XXV

STYCZEŃ

Zeszyt 1

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

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

## SPIS TREŚCI

A. Marks: Kolejny krok ku stacjom orbitalnym . . . . .	Str. 1
W. Kordziński: Statek księżycowy LM . . . . .	5
W. Błażewicz: Prędkość propagacji pęknięć zmę- czeniowych w konstrukcji płatowca (cz. I) . . . . .	10
J. Czaplicki, S. Szczeciński: Nowe materiały i no- we formy konstrukcyjne lotniczych silników tur- binowych. . . . .	13
E. Olearczuk: II Sympozjum Eksploatacji Urząd- zeń Technicznych . . . . .	19
Utworzenie Zakładu Doświadczalnego przy WSK Mielec — S. Orczykowski . . . . .	21
D. Kujawska: Sytuacja Polski na rynku lotniczych przewozów pasażerskich dalekiego zasięgu . . . . .	22
NOWOŚCI TECHNICZNE . . . . .	26
WIADOMOŚCI Z TERENU	
Działalność Aeroklubu Mieleckiego — S. Orczy- kowski . . . . .	30
Satelita łącznościowy „Symphonie” . . . . .	31
TERMINOLOGIA LOTNICZA	
Rozważania terminologiczne — S. Orczykowski . . . . .	32
ROZNY SPIS TREŚCI ZA ROK 1969 . . . . .	33
WIADOMOŚCI Z TERENU	
Kto zabezpiecza nas w kadre inżynieryjno-tech- niczną? — A. Hadrawa . . . . .	40
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZEJ SIMP II okł.	
KRONIKA . . . . .	III okł.
NOTATKI ZE ŚWIATA . . . . .	III okł.
LOTNICZE PORTY ŚWIATA: Chicago O'Hara IV okł.	



WYDAWNICTWA  
CZASOPISM  
TECHNICZNYCH NOT  
Warszawa  
Czackiego 3/5

**Redaktor naczelny:**  
mgr inż. Stefan Sulikowski  
**Sekretarz redakcji:**  
M. Klara Szurmak  
**Redaktorzy działowi:**  
dr B. Dostatni, mgr inż. A. Gołędzi-  
nowski, mgr inż. A. Hadrawa, mgr  
inż. W. Kordziński, mgr inż. S. Las-  
sota, inż. K. Szumietewicz, mgr inż.  
W. Zaremba  
**Rada Programowa:**  
Prof. dr inż. W. Fiszdon, dr inż. H.  
Grzegorzczak, mgr inż. E. Kotodziński,  
mgr M. Kowieski, red. Jerzy R. Ko-  
niecny, dr 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, płk. mgr inż. M. Sikor-  
ski, 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. 3420/C — C-3  
Nakład 1600 egz. Papier druk. sat. kl. IV, 70 g, 61 × 86.

Cena pojedynczego egz. zł 12.— Prenumerata roczna zł 144.—  
**INDEKS 38006**

## The next step towards the orbital stations

In this paper all soviet space experiments that could be considered as the components of the programme intending to place on the Earth orbit a manned station are remembered. The group flight of the manned spacecraft Sojuz 6, 7 and 8 is presented as the further step towards the large orbital objects scheduled also for manned interplanetary flights.

KORDZIŃSKI W.

629.19

## The Lunar Module

Three methods that make possible the manned landing on the Moon are discussed, the factors that have influenced the choice by the Americans the two-stage flight with rendez-vous on the Moon orbit are explained and the importance of the Lunar Module in this flight mode is emphasised; afterwards short development story of the LM is given and the descent stage and ascent stage structures and the engines of the vehicle are described.

In part II of this paper it will be presented the life system, control-navigation system, inspection system, communication system and electric energy supply system of the Lunar Module.

BŁAŻEWICZ W.

620.178.3:629.13.012

## The rate of fatigue crack growth in aircraft structure

The concepts of the fatigue problem treatment in aircraft structures are described and the reasons for the importance of decreasing of crack growth rate in the fail safe design are given. The results of the investigations made with the aim of decreasing of crack growth rate under constant load amplitude using plastic deformations are given. Crack propagation in the structure containing fatigue cracks is analysed under various alternating load and the method of the calculation of crack growth under such type of load from the results of constant amplitude tests is given. The results of the calculations of the crack propagation with the use of the mentioned method indicate possibility of considerable increase of the service life of the cracked structure with the crack growth rate decreased by plastic deformation.

CZAPLICKI J.  
SZCZECIŃSKI S.

621.438:621.454

## New materials and new design concepts of aviation turbine engines

The paper contains the short characteristic of the materials used for manufacturing aviation turbine engines, discusses the development trends in the field of high strength and high temperature — resistant materials and describes the new design concepts of aviation turbine engines intending to decrease weight and improve manufacturing and maintenance ability of engines.

OLEARCZUK E.

62.004(063)

## The II symposium on exploitation of technical arrangements

In this article the problems that have been discussed on the II symposium on exploitation of technical arrangements are exploitation of aviation arrangements are quoted and the conclusions formulated during the symposium are given.

KUJAWSKA D.

388.9(438):656.7(438)

## The PLL „LOT” and the long-range air transport market

The long-range air transport grows more rapidly than short- and medium — range ones. Dividing the long-range air transport on particular routes it is evident, that the largest traffic is noted between North America and the Europe. As the consequence of that fact it is proved in the paper that only way to increase the participation of the PLL „Lot” in air traffic from — and to Poland is the initiation of the polish line to North America and next, if possible, to Far East, Africa, South America and Australia.

ZESZYT 1

STYCZEŃ

1 9 7 0

ROK XXV



# technika lotnicza i astronautyczna

MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH

Dr inż. ANDRZEJ MARKS

629.19

## KOLEJNY KROK KU STACJOM ORBITALNYM

*W artykule przypomniano te radzieckie eksperymenty kosmiczne, które można uważać za składowe elementy programu mającego na celu budowę stacji orbitalnej. Następnie opisano grupowy lot statków kosmicznych „Sojuz” 6, 7 i 8 przedstawiając go jako dalszy krok ku montażowi na orbicie wokółziemskiej dużych obiektów, przeznaczonych m.in. do załogowych lotów międzyplanetarnych.*

W październiku 1967 r. uczeni radzieccy wysłali dwa bezzałogowe sztuczne satelity Ziemi — „Kosmos” 186 i „Kosmos” 188, które połączyły się ze sobą w czasie lotu tworząc jeden obiekt. Następnie w kwietniu 1968 r. ten doniosły eksperyment został powtórzony przez satelity „Kosmos” 212 i „Kosmos” 213. (Dodać tu trzeba, iż jak dotychczas tylko uczeni radzieccy zrealizowali operację połączenia w kosmosie dwóch urządzeń automatycznych).

Z kolei w październiku 1968 r. odbył się bliskoziemski lot orbitalny bezzałogowego statku kosmicznego „Sojuz” 2 i statku kosmicznego „Sojuz” 3 z astronautą Gieorgijem Bieriegawojem, w czasie którego „Sojuz” 3 zbliżył się w bezpośrednie sąsiedztwo statku „Sojuz” 2 i manewrował wokół niego.

Wreszcie w styczniu 1969 r. odbył się pamiętny lot statków kosmicznych „Sojuz” 4 i 5, w którym wzięło udział czterech astronautów, a oba statki połączyły się ze sobą, przy czym dwóch z trzech członków załogi „Sojuza” 5 przesiadło się do „Sojuza” 4 i w nim powróciło na Ziemię.

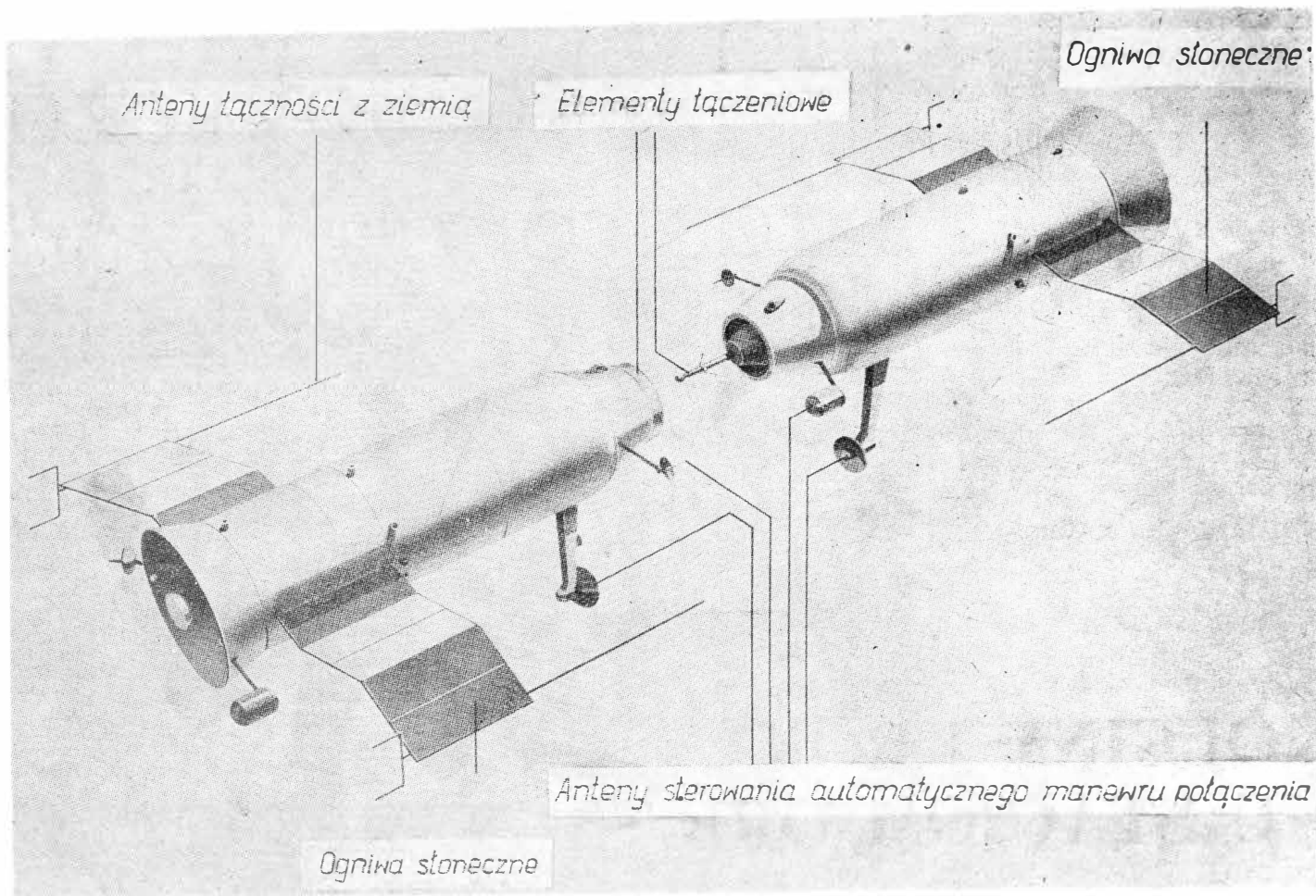
Wszystkie te eksperymenty stanowią cykl konsekwentnie rozwijającego się programu mającego na celu zmontowanie w sąsiedztwie Ziemi dużej i trwale okrążającej naszą planetę stacji orbitalnej.

Na obecnym etapie rozwoju astronautyki jest to zadanie b. ważne ze względu na rozliczne czysto praktyczne korzyści jakie przyniesie taka stacja.

Przede wszystkim ze stacji orbitalnej można będzie prowadzić szeroko zakrojone kompleksowe badania Ziemi, o wiele dokładniejsze i wszechstronniejsze niż te, które można wykonywać z automatycznych sztucznych satelitów Ziemi. W istotny sposób posunie się więc wtedy naprzód nasza wiedza w dziedzinie meteorologii, glaciologii, hydrologii, geofizyki, geografii, a także nawet geologii — przekonano się bowiem, że ze sztucznych satelitów Ziemi można prowadzić obserwacje mające na celu wykrywanie złóż użytecznych minerałów.

Oczywiście, nie bez znaczenia będą także badania astronomiczne i radioastronomiczne z takiej stacji, dlatego że astronomowie po raz pierwszy będą mogli wtedy osobiście prowadzić obserwacje otaczającego Wszechświata sponad atmosfery Ziemi, która, jak wiadomo, zatrzymuje niektóre rodzaje promieniowań ciał kosmicznych. Poza tym niebo widziane ze stacji orbitalnej zawsze będzie mieć czarne tło, a jednocześnie znikną tak uciążliwe obecnie dla badań astronomicznych przeszkody ze strony zachmurzenia. Nie bez znaczenia też będzie to, że w warunkach lotu kosmicznego przyrządy obserwacyjne nie będą mieć ciężaru, co dawać będzie możliwość montażu bardzo dużych teleskopów, a zwłaszcza radioteleskopów.

W stacji orbitalnej można będzie także wykonywać ciekawe doświadczenia fizyczne i techniczne ze względu na warunki nieważkości i niemal idealną próżnię, a także ze względu na łatwość otrzymywania wysokich tem-



1. Rysunek przedstawia manewr spotkaniowy i połączenie automatycznych pojazdów kosmicznych „Kosmos” 212 i 213. Oba pojazdy znajdują się w końcowej fazie zbliżenia i są zwrócone względem siebie elementami łączeniowymi. Dokładne sterowanie w czasie manewru łączenia odbywa się za pomocą małych silniczków, których dysze wylotowe są widoczne na tylnej części kadłuba obu pojazdów

peratur (przez skupianie promieni słonecznych) i temperatur niskich (w cieniu stacji).

Umiejętność montażu stacji orbitalnych mieć będzie również nadzwyczaj duże znaczenie dla realizacji wielkich załogowych wypraw na Księżyc, a zwłaszcza na najbliższe planety, potrzebne w tym celu będą bowiem duże statki kosmiczne. Statki te montować się będzie w charakterze sztucznych satelitów Ziemi z elementów oddzielnie wysyłanych w przestrzeń, następnie dostarczać się do nich będzie składniki mieszanki paliwowej i załogę, po czym statki odlatywać będą ku celowi podróży.

Kolejny krok ku realizacji tego zadania stanowił właśnie bliskoziemski lot orbitalny trzech radzieckich statków kosmicznych: „Sojuz” 6, 7 i 8, w którym wzięło udział siedmiu astronautów radzieckich.

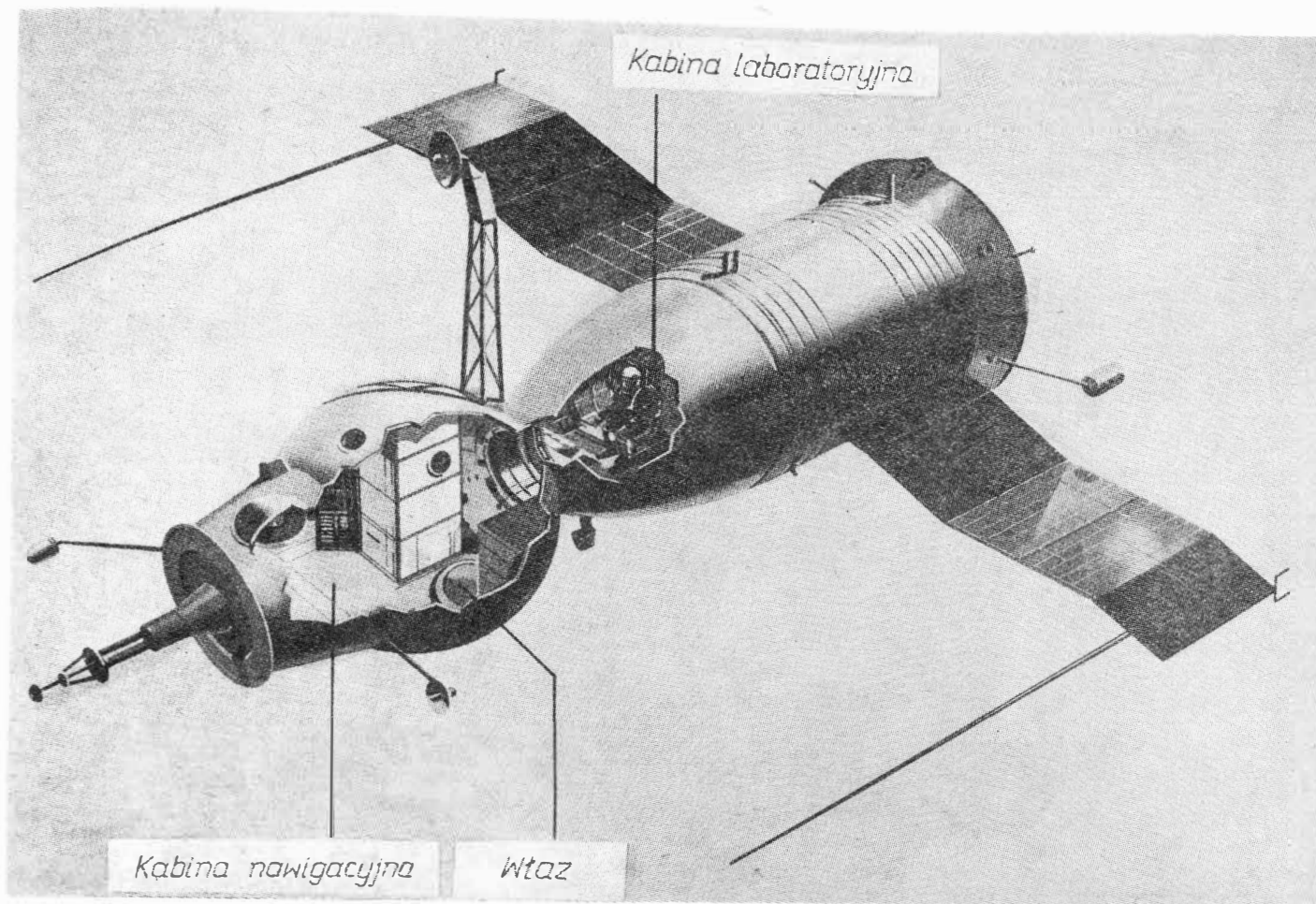
Statek „Sojuz” 6 wystartował z kosmodronu Bajkonur 11 października o godzinie 12 minut 10 czasu warszawskiego. Załogę jego stanowili 34-letni ppłk. Geоргий Szonin i 34-letni dr inż. Walery Kubasow. Początkowe parametry charakteryzujące wokółziemską orbitę statku miały wartość 186÷223 km; 51,7°; 88,36 min. Powrót kabiny statku na Ziemię nastąpił 16 października o godzinie 10 minut 52. Kabina wylądowała w odległości 180 km na północ od Karagandy. (Lot statku „Sojuz” 6 był trzynastym z kolei lotem radzieckiego statku kos-

micznego z załogą, a Szonin był siedemnastym z kolei astronautą radzieckim, Kubasow zaś osiemnastym).

„Sojuz” 7 wystartował z Ziemi o godzinie 11 minut 45 12 października. Załogę jego składała się z 41-letniego ppłk. Anatolija Filipczenki, 35-letniego ppłk. inż. Wiktora Garbatki i 34-letniego inż. Władysława Wołkowa. Początkowe parametry orbity statku miały wartość: 207÷226 km; 51,7°; 88,6 min. Lądowanie kabiny statku nastąpiło 17 października o godzinie 10 minut 26 w miejscu położonym o 155 km na północno-zachód od Karagandy.

Start „Sojuza” 8 z Ziemi nastąpił 13 października o godzinie 11 minut 29. Załogę jego stanowili 42-letni płk. Władimir Szatałow i 35-letni dr inż. Aleksiej Jelisiejew, którzy uprzednio brali udział w locie statków kosmicznych „Sojuz” 4 i 5. Początkowe parametry orbity statku „Sojuz” 8 miały wartość 205÷223 km; 51,7° i 88,6 min. Lądowanie kabiny statku nastąpiło o 145 km na północ od Karagandy 18 października o godzinie 10 minut 10.

Jak wiadomo, statki kosmiczne typu „Sojuz” odznaczają się wysoką doskonałością techniczną. Są to bowiem statki zdolne do wykonywania manewrów w czasie lotu. W tym celu wyposażone one są w dwa silniki rakietowe — główny i rezerwowy — wytwarzające ciąg 400 kG, i oczywiście zespół rakietowych silników sterują-



2. Rysunek pokazuje w przekroju statek kosmiczny „Sojuz”. Na lewo znajduje się kabina nawigacyjna, w środku — kabina stanowiąca laboratorium i służąca równocześnie astronautom do wypoczynku, na prawo — czołn przyrządowy. W kabine nawigacyjnej astronauta przebywają w czasie wprowadzania statku na orbitę, dokonywania manewrów na orbicie i lądowania (tylko ta część statku wraca na Ziemię). Na maszcie umieszczona jest antena odbiorcza, a na wysięgnikach — ogniwa słoneczne

cych. Zapas składników materiału pędnego umożliwia wzniesienie się na wysokość 1300 km. Urządzenia statków są zasilane w energię elektryczną z ogniw słonecznych, co umożliwia im bardzo długotrwałe działanie.

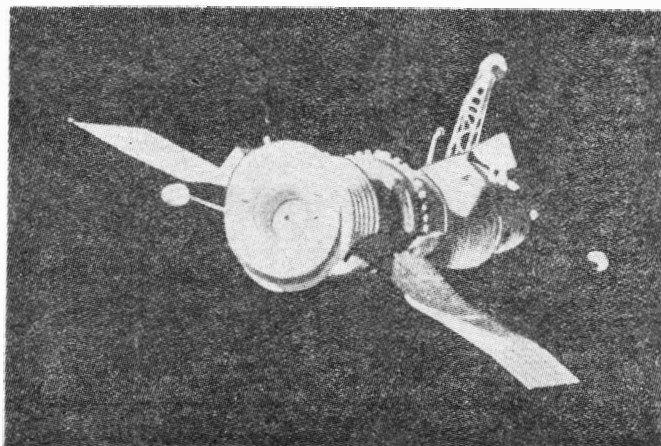
Statki „Sojuz” są urządzone wyjątkowo komfortowo. Są to statki dwukabinowe i mają objętość 9 m<sup>3</sup>. Jedna z kabin pełni funkcję kabiny nawigacyjnej, a druga — kabiny laboratoryjnej i wypoczynkowej, przy czym kabina laboratoryjna może zarazem pełnić funkcję służby powietrznej. Naturalnie, jak to jest regułą w radzieckich statkach kosmicznych, w kabinach wytwarzana jest atmosfera o normalnym składzie chemicznym i normalnym ciśnieniu. Ciśnienie ma wartość około 800 mm Hg, temperatura około 20 °C, a wilgotność około 40%. W tych warunkach możliwy jest więc nader długotrwały lot załogi, nawet trwający do miesiąca.

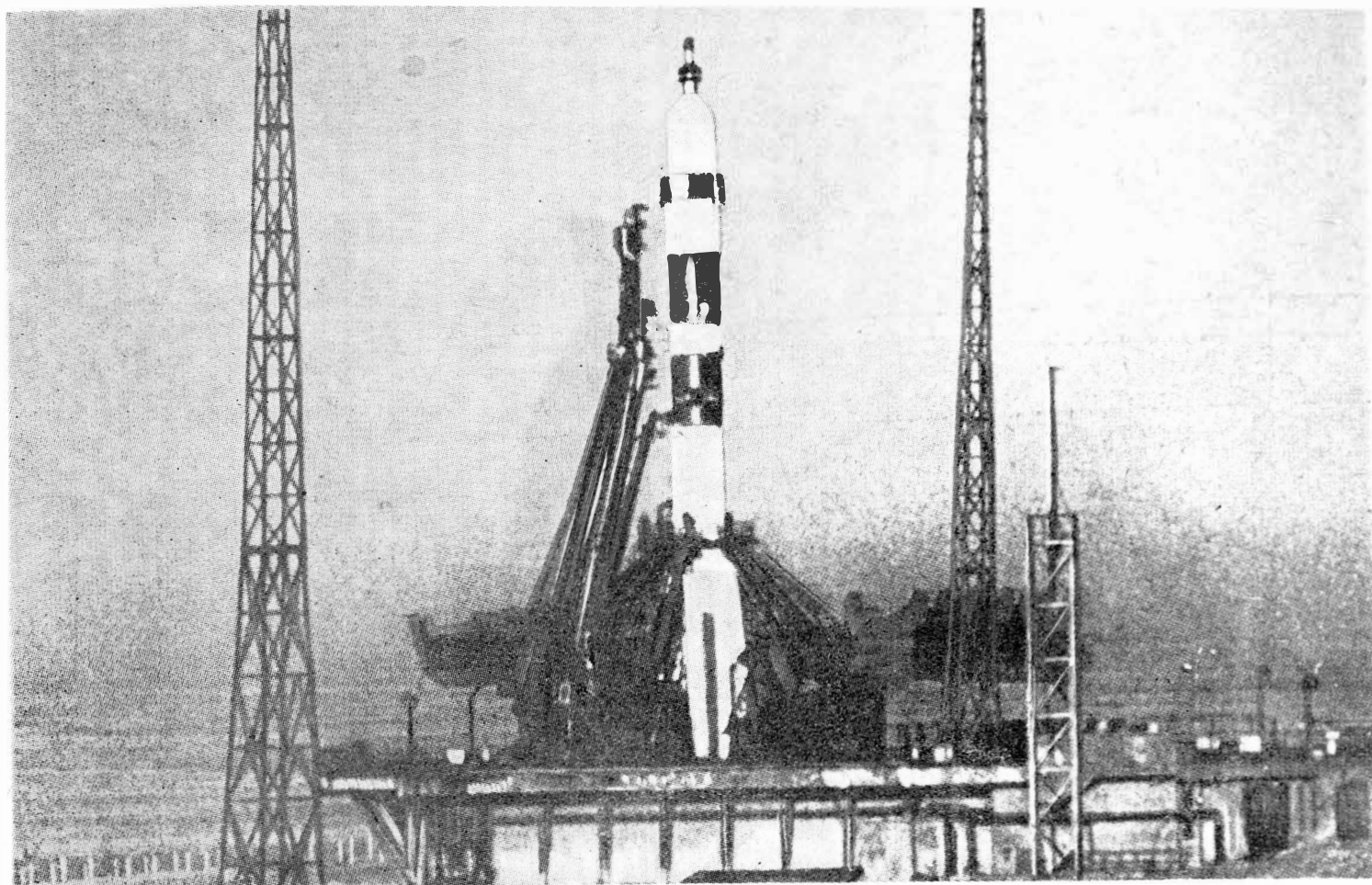
Zadaniem lotu statków „Sojuz” 6, 7 i 8 było przede wszystkim wykonanie licznych manewrów. Ogółem statki przybliżyły się do siebie 30 razy. Astronauta posługiwali się przy tym ręcznymi systemami sterującymi i prostymi systemami nawigacji wykorzystującymi obserwację pozycji gwiazd za pomocą sekstansów. Oznacza to, że statki kosmiczne typu „Sojuz” odznaczają się bardzo dużą autonomią nawigacyjną, czyli są prawie

niezależne od naziemnych ośrodków kontrolno-dyspozycyjnych.

Astronauta wykonali także w czasie lotu wiele doświadczeń technicznych. Najważniejszym z nich była próba spawania różnych metali, różnymi metodami, wykonana za pomocą automatycznego urządzenia statku „Sojuz” 6 w warunkach próżni kosmicznej, a jednocześnie w wa-

### 3. Model statku „Sojuz”





4. Rakieta nośna statków „Sojuz”. Na szczycie widoczna rakieta ratunkowa

runkach nieważkości. Doświadczenie to ma duże znaczenie dla przyszłych operacji montażu dużych obiektów w przestrzeni kosmicznej.

W czasie lotu statków „Sojuz” 6, 7 i 8 ich załogi wykonały także liczne obserwacje meteorologiczne, glaciologiczne, geograficzne, geologiczne i geofizyczne, a więc o dużej użyteczności praktycznej. Prowadzone także były obserwacje astronomiczne i badania biomedyczne. Zarazem lot tych trzech statków kosmicznych stanowił

ważne doświadczenie dla obsługi naziemnej. Podkreślić zwłaszcza należy, że wszystkie trzy statki wysłano w odstępach dobowych i wprowadzono w ruch po orbitach o bardzo zbliżonych parametrach, a właśnie taka procedura potrzebna będzie w czasie montażu dużych stacji orbitalnych i w czasie utrzymywania łączności z nimi za pomocą rakiet transportowych. Z tych samych powodów istotne osiągnięcie stanowi to, że wszystkie trzy kabiny powróciły na Ziemię praktycznie w tym samym rejonie.

**PRENUMERATĘ**

**TECHNIKI LOTNICZEJ i ASTRONAUTYCZNEJ**

**przyjmuje**

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

**telefon 26-80-16**



# STATEK KSIEŻYCOWY LM

*Na wstępie artykułu przeprowadzono porównanie trzech metod, za pomocą których możliwe jest zrealizowanie wyprawy ludzi na Księżyc, wyjaśniając motywy, które skłoniły Amerykanów do wyboru wariantu lotu dwuetapowego ze spotkaniem na orbicie wokółksiężycowej i podkreślając znaczenie w tym wariantcie roli statku LM. Podano następnie krótki zarys rozwoju statku LM i opisano konstrukcję obu członów statku — członu hamującego i członu startowego — oraz silnika hamującego, silnika startowego i silników sterujących. W drugiej części artykułu będą opisane urządzenia do utrzymania życia astronautów, urządzenia nawigacyjne i kontrolne oraz urządzenia łącznościowe statku LM.*

Statek LM (Lunar Module) jest najważniejszym ogniwem w szeregu urządzeń, przy użyciu których pierwsi ludzie wylądowali na Księżycu, gdyż właśnie on umożliwił zrealizowanie programu „Apollo” w obecnym dziesięcioleciu. Gdyby nie koncepcja budowy oddzielnego pojazdu przeznaczonego wyłącznie do przeniesienia ludzi z orbity księżycowej na powierzchnię Księżyca, a następnie z powrotem na orbitę, lądowanie ludzi na Księżycu nastąpiłoby o kilka lat później i wymagałoby dodatkowych nakładów finansowych. Statek LM jest równocześnie najbardziej charakterystycznym elementem wybranego przez Amerykanów sposobu realizacji programu lądowania ludzi na Księżycu, odróżniającym go zasadniczo od pozostałych metod.

Jak wiadomo, istnieją trzy sposoby, za pomocą których ludzie mogą wylądować na Księżycu i powrócić na Ziemię. Są to mianowicie:

- lot bezpośredni
- lot dwuetapowy z manewrami spotkaniowymi na orbicie wokółziemskiej
- lot dwuetapowy z manewrami spotkaniowymi na orbicie wokółksiężycowej.

Wszystkie trzy metody zostały skrupulatnie przeanalizowane zanim została wybrana metoda trzecia.

Lot bezpośredni byłby realizowany przy zastosowaniu znajdującej się przed dziesięciu laty w stadium projektu rakiety „Nova” o ciągu pierwszego stopnia wynoszącym ok. 7 000 000 kG.

Przedsięwzięcie byłoby niezmiernie trudne ze względu na ogromne wymiary zarówno rakiety nośnej, jak i samego statku. Należy pamiętać, że budowa rakiety tej wielkości jaką miała być „Nova”, to nie tylko problemy związane z konstrukcją, lecz przede wszystkim problemy transportu poszczególnych stopni rakiety, ich montażu i transportu całej rakiety, łącznie ze statkiem, na miejsce startu, a także problemy związane z obsługą przedstartową, np. napełnianie rakiety materiałami pędnymi. Również sam statek miałby duży ciężar wynoszący na początku fazy lądowania na Księżycu ok. 80 000 kG w warunkach ziemskich. Wynika to z ciężkiej konstrukcji, umożliwiającej wejście w atmosferę w czasie powrotu na Ziemię, i z dużej ilości paliwa, potrzebnej do wprowadzenia statku na orbitę wokółksiężycową,

lądowania na Księżycu, startu z Księżyca i odlotu w kierunku Ziemi. Lądowanie na Księżycu statku o dużej masie byłoby przedsięwzięciem b. trudnym: ze względów bezpieczeństwa, statek nie mógłby zostać wprowadzony na zbyt niską orbitę, gdyż zainstalowany na nim silnik hamujący o dużym ciągu (rzędu 30 000 kG) nie pozwalałby na dokładną jego regulację, w związku z czym wyszukanie odpowiedniego terenu do lądowania mogłoby być utrudnione; samo osadzenie na powierzchni Księżyca statku o dużej masie i dużych wymiarach, z silnikiem wytwarzającym duży ciąg, byłoby niebezpieczne.

Wszystkie te trudności nie rokowały nadziei na wcześniejsze urzeczywistnienie lądowania ludzi na Księżycu, niż w połowie lat siedemdziesiątych, wobec czego pierwszy sposób realizacji programu został wykluczony z dalszych rozważań. Zaniechano również budowy rakiety „Nova”.

Drugi wariant — w rozwiązaniu amerykańskim — przewidywał wprowadzenie za pomocą rakiety „Saturn” 5 na orbitę wokółziemską statku „Apollo” z trzema astronautami na pokładzie, połączonego z trzecim, powiększonym stopniem S-4B rakiety. Następnie wystartowałyby druga rakieta „Saturn” 5 z zapasem paliwa wynoszącym ok. 100 000 kG, które po spotkaniu na orbicie ze statkiem „Apollo” zostałyby przepompowane do połączonego z nim stopnia S-4B. Wówczas mógłby nastąpić odlot ku Księżycowi statku „Apollo” łącznie ze stopniem S-4B. Stopień ten poza nadaniem statkowi prędkości umożliwiającej mu wejście na tor lotu w kierunku Księżyca posłużyłby do zmniejszenia prędkości statku w celu wprowadzenia go na orbitę wokółksiężycową i działałby następnie jako silnik hamujący przy lądowaniu na Księżycu. Natomiast z Księżyca startowałby sam statek „Apollo” przy użyciu silnika członu raketowego, który umożliwiłby następnie również odlot statku w kierunku Ziemi. Jak widać, jedyną zaletą wariantu drugiego w porównaniu z wariantem pierwszym jest zastąpienie jednej dużej rakiety, dwoma raketami mniejszymi, podczas gdy ciężar statku lądującego na Księżycu pozostaje nie zmieniony. Dochodzą natomiast skomplikowane manewry na orbicie wokółziemskiej, grożące opóźnieniami w „rozkładzie lotu” i niebezpieczeństwami związanymi ze spotkaniem dwóch dużych

mas i przepompowywaniem materiału pędnego z jednego pojazdu do drugiego (ponieważ nie byłoby możliwe uzziemienie prądu, elektryczność statyczna mogłaby spowodować wybuch b. lotnego materiału pędnego).

Trzecia metoda została oparta na założeniu, że nie ma potrzeby, aby na Księżycu wylądował ciężki statek „Apollo” z trzecim stopniem rakiety nośnej. Do lądowania posłużyłby specjalnie do tego celu przeznaczony lekki dwuosobowy pojazd. Z Księżycy startowałyby tylko część tego pojazdu, która po przetransportowaniu astronautów do krążącego po orbicie księżycowej statku „Apollo” zostałaby porzucona. Koncepcja ta umożliwiła około dwukrotne zmniejszenie ciężaru statku lecącego ku Księżycowi, ponieważ statek lądujący na Księżycu mógł być ok. pięciokrotnie lżejszy od statku lądującego na Księżycu według wariantu pierwszego lub drugiego. Mały ciężar statku przeznaczonego wyłącznie do zadania lądowania (statek ten początkowo był nazywany LEM - Lunar Excursion Module, później LM - Lunar Module) wynikał stąd, że mając do wykonania tylko fragmentaryczne zadanie nie potrzebował on dużego zapasu paliwa, a poza tym działając tylko w próżni i w warunkach zmniejszonej grawitacji mógł mieć lekką konstrukcję. Obliczenia wykazały, że do umieszczenia na orbicie wokołoksiężycowej statku „Apollo” z pojazdem lądującym LM może być użyta rakietą „Saturn” 5.

Koncepcja lądowania na Księżycu według wariantu trzeciego była bez wątpienia śmiała, gdyż każdy manewr musiał być starannie zaplanowany, aby nie zużyć w czasie jego wykonywania więcej paliwa niż można było zabrać. Jednak im głębiej ją analizowano, tym bardziej wydawała się zachęcająca. Eliminując manewry spotkaniowe ciężkich pojazdów na orbicie wokołozemskiej zapewniała jednocześnie duże bezpieczeństwo manewru lądowania na Księżycu i następnie spotkania na orbicie wokołoksiężycowej. Pojazd lądujący byłby mianowicie dostatecznie lekki, aby krążyć po orbicie o minimalnej odległości od Księżycy ok. 16 km, umożliwiając w ten sposób załodze wybór odpowiedniego miejsca do lądowania. Po starcie z Księżycy części pojazdu LM statek „Apollo”, mając podobnie jak statek LM możliwości manewrowania, mógłby dopomóc w manewrze spotkania i połączenia\*.

Po milionie godzin studiów przeprowadzonych przez 100 inżynierów stwierdzono, że dwuetapowy lot na Księżyc z manewrami spotkaniowymi na orbicie wokołoksiężycowej stanowi najbardziej optymalne rozwiązanie zadania lądowania ludzi na Księżycu. Przyszłość potwierdziła w pełni słuszność tej decyzji.

Jak już wspomniano — i co zresztą widać z opisu trzeciej metody realizacji zadania lądowania na Księżycu — statek LM jest najbardziej istotnym elementem programu „Apollo”, wobec czego wydaje się celowe bliższe zapoznanie się z tym urządzeniem.

### Krótki zarys rozwoju statku

Statek do lądowania na Księżycu LM został zamówiony przez NASA w 1963 r. w firmie Grumman Aircraft

\* Nie jest przy tym prawdziwe, pojawiające się często w prasie twierdzenie, jakoby manewry na orbicie wokołoksiężycowej nie mogły być kontrolowane z Ziemi. Nie jest to możliwe tylko w czasie, gdy statki znajdują się po odwrotnej stronie Księżycy. Podobnie zresztą na orbicie wokołozemskiej statki nie znajdują się przez cały czas w zasięgu naziemnych urządzeń kontrolnych (przyp. autora).

Engineering Corp. Do 1967 r. budowa statku postępowała naprzód bez trudności, w każdym razie nie były one ujawniane, jednak pożar na wyrzutni statku „Apollo” w styczniu 1967 r. zmusił również konstruktorów pojazdu księżycowego do wprowadzenia pewnych zmian materiałowych zapewniających 100% zabezpieczenia przed wybuchem pożaru.

W czasie rozwoju statku nastąpił wzrost jego ciężaru powyżej założonego 10 850 kG, na szczęście jednak został w międzyczasie zwiększony udźwig rakiety „Saturn” 5 i zmniejszony ciężar innych zespołów statku „Apollo”, dzięki czemu można było zwiększyć dopuszczalny ciężar statku LM do 14 800 kG. Mimo to konstruktorzy pojazdu do końca walczyli z tym problemem i pierwszym statkiem, który miał przewidziany ciężar, był pojazd przeznaczony do wyprawy „Apollo” 11. Jednak nawet w tym przypadku rezerwa paliwa jest stosunkowo nieduża, wynosząc przy lądowaniu na Księżycu 2,4%, a przy starcie — 1,3%.

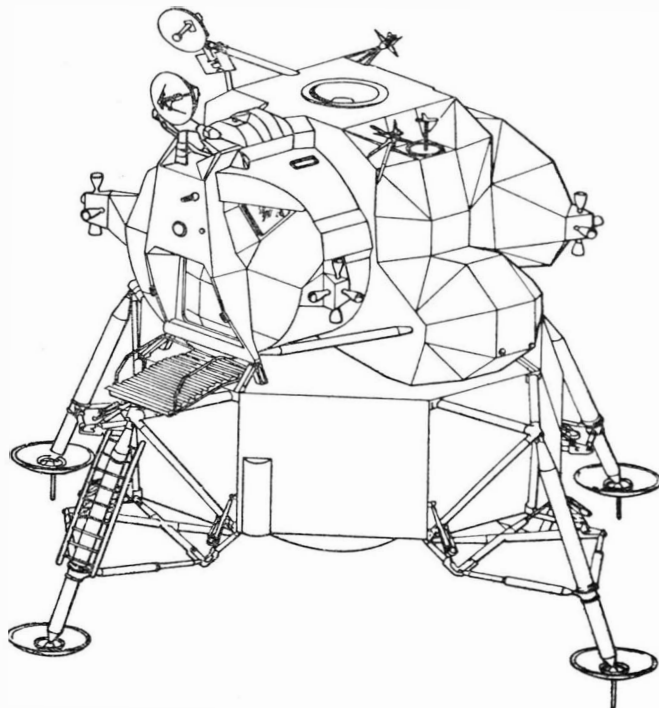
Wystąpiły poza tym trudności z silnikiem startowym, które zostały przezwyciężone na początku 1968 r. Pierwsza bezzałogowa próba w locie statku LM w styczniu 1968 r. miała przebieg tak pomyślny (patrz „Postęp w realizacji programu „Apollo”, TLiA 1969 nr 1), że można było nadrobić 11-miesięczne spóźnienie w rozwoju pojazdu rezygnując z drugiej bezzałogowej próby w locie. W międzyczasie pomyślnie zostały zakończone programy „Surveyor” i „Lunar Orbiter”. Nie wiadomo wprawdzie, czy uzyskane w ich ramach wyniki badań Księżycy wywarły jakiś wpływ na rozwój statku LM, pewne jest jednak, że zwiększyły one wiarę w powodzenie przedsięwzięcia.

Łączne koszty rozwoju i wykonania 15 pojazdów LM przeznaczonych do lotów wynoszą 1,5 miliarda dolarów.

### Konstrukcja statku LM

Przy rozpatrywaniu konstrukcji statku LM należy pamiętać o tym, że został on zbudowany do działania w

#### 1. Kompletny statek LM

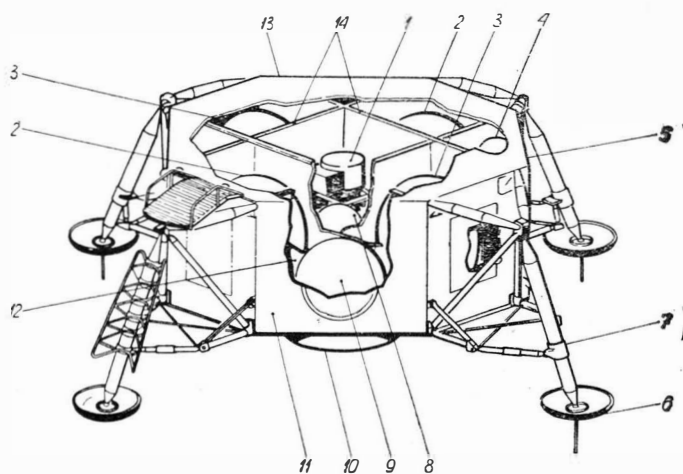


warunkach, które pod żadnym względem nie przypominają warunków ziemskich lub warunków panujących w atmosferze ziemskiej oraz że nie jest on przeznaczony do powrotu na Ziemię. Ponieważ przy jego budowie nie wchodziły w grę zagadnienia aerodynamiki, powstał statek o kształtach dosyć dziwacznych przez swą asymetrię, lecz za to b. funkcjonalny.

Jak wiadomo, statek LM składa się z dwóch członów: członu hamującego, służącego następnie jako platforma startowa, i członu startowego. W członie hamującym znajduje się silnik hamujący, radar do lądowania, akumulatory, przyrządy naukowe, które mają być pozostawione na Księżycu, itp.; do członu hamującego zamocowane są poza tym składane golenie. Człon startowy jest umieszczony na członie hamującym, zawiera kabinę dla dwóch astronautów, silnik startowy i większą część urządzeń pomocniczych i urządzeń do utrzymania życia astronautów.

Człon hamujący ma w widoku z góry kształt krzyża, na którego czterech ramionach znajdują się golenie do lądowania. Wewnątrz, jak już wspomniano, zamontowany jest silnik hamujący wraz ze zbiornikami materiału pędnego, radarowe urządzenie do lądowania i źródła prądu (akumulatory). Nad silnikiem hamującym wycięty jest otwór, do którego wchodzi dysza silnika startowego. Między ramionami członu znajduje się zasobnik z przyrządami naukowymi i składaną anteną do pozostawienia na Księżycu oraz zbiornik z tlenem i wodą. Człon hamujący jest pokryty osłoną cieplną i przeciwmeteorytową. Niektóre części pokrycia są osłonięte specjalną folią żaroodporną, zabezpieczającą przed działaniem gorących gazów silnika startowego i silników sterujących.

Cztery golenie członu hamującego muszą spełniać wiele warunków, z których tylko niewiele związanych jest ze startem z Ziemi, natomiast większość dotyczy lądowania i startu z Księżyca. W czasie startu rakiety nośnej golenie muszą być złożone, aby statek LM zmieścił się w zasobniku rakiety; podczas lądowania



2. Człon hamujący statku LM:

1 — silnik hamujący; 2 — zbiornik utleniacza; 3 — zbiornik paliwa; 4 — zbiornik wody; 5 — zasobnik z przyrządami naukowymi; 6 — talerze goleni; 7 — golenie; 8 — zbiorniki tlenu; 9 — dysza silnika hamującego; 10 — zbiornik helu do tłoczenia materiału pędnego; 11 — zawieszenie silnika; 12 — pomieszczenie na akumulatory, anteny itp; 13 — pokrycie termiczne; 14 — ściany wzmacniające

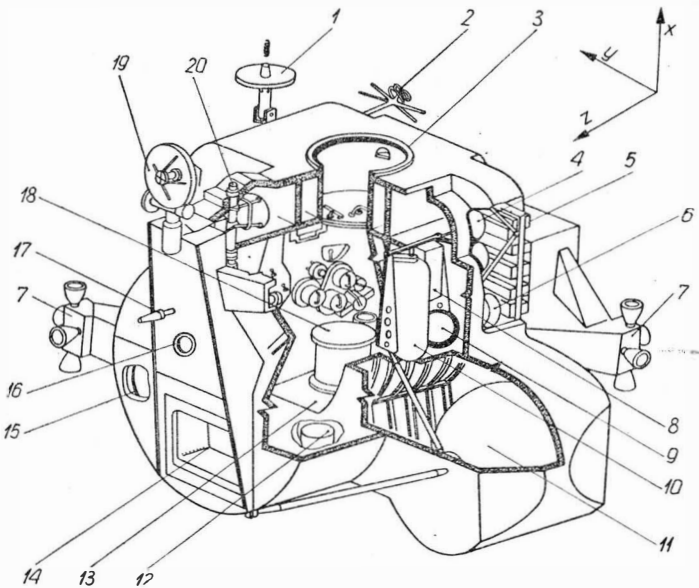
na Księżycu golenie muszą tak funkcjonować, aby zabezpieczyć statek przed przewróceniem się i zamortyzować uderzenie, nie dopuszczając do przekroczenia dopuszczalnych obciążeń dynamicznych. W powiązaniu z tymi warunkami ustalono w stosunku do goleni następujące wymagania konstrukcyjne:

- musi być zapewnione bezpieczne lądowanie przy nachyleniu osi podłużnej statku o  $6^\circ$  w stosunku do wektora siły ciężkości,
- prędkości kątowe wynoszące  $\pm 2^\circ/s$  względem wszystkich trzech osi nie powinny przy lądowaniu grozić niebezpieczeństwem;
- powinna być dopuszczalna prędkość opadania do 2,2 m/s przy równoczesnym istnieniu prędkości poziomej do 1,2 m/s;
- zagłębienie się goleni w grunt księżycowy nie powinno przekroczyć określonej wartości;
- nie powinno nastąpić odbicie statku w chwili lądowania;
- nacisk goleni na grunt księżycowy nie powinien przekroczyć  $800 \text{ kG/m}^2$ ;
- golenie powinny zapewnić bezpieczne lądowanie na terenie mającym wzniesienia i zagłębienia do 0,7 m.

Dane uzyskane z lądowania „Surveyerów” potwierdziły słuszność przyjętych założeń.

Do spełnienia przytoczonych wymagań konieczne okazało się zastosowanie czterech niezależnych goleni, przy czym odstępy między nimi, określone statecznością przy lądowaniu, przekroczyły obrys przewidzianego na statek LM pomieszczenia na szczycie rakiety. Wyniknęła stąd konieczność skonstruowania składanych goleni, a co za tym idzie opracowania niezawodnego urządzenia do rozłożenia i zablokowania goleni w położeniu do lądowania (rozłożenie goleni następuje na orbicie księżycowej, po przejściu astronautów do statku LM). Każda goleń zakończona jest „talerzem” o średnicy 95 cm; do talerzy zamocowane są czujniki gruntu księżycowego zapewniające wyłączenie we właściwej chwili silnika hamującego. Obciążenia dynamiczne poszczególnych goleni są przejmowane przez trzy zastrzały z amortyzatorami. Amortyzatorami są ulownice aluminiowe, przy zgniataniu których następuje pochłanianie energii z dużą sprawnością, przy czym skuteczność działania amortyzacji jest prawie niezależna od szybkości uderzenia. Ponieważ przy uderzeniu ulownice nie magazynują energii, nie następuje odbicie amortyzatora. Przez zastosowanie różnych gęstości ulownic można osiągnąć stopniowe działanie amortyzacji. Główny zastrzał zawiera dwie różne ulownice: pierwsza przejmuje stałe obciążenie 2050 kG na drodze 25 cm, druga — obciążenie 4300 kG na drodze 55 cm. Dwa pomocnicze zastrzały służą do przejmowania obciążeń bocznych, w związku z czym ich amortyzatory muszą działać na ściskanie i rozciąganie — obciążenie na rozciąganie wynosi 2270 kG, obciążenie na ściskanie 2050 kG, a skok  $\pm 30$  cm. Połączenia między poszczególnymi elementami goleni zaopatrzone są w przeguby kulowe, które zapewniają swobodę przesunięć przy przejmowaniu obciążeń. Jedna goleń znajduje się dokładnie pod włazem przednim członu startowego i jest zaopatrzona w drabinę; na zastrzałach tej goleni zamocowana jest mała platforma.

Ciężar własny członu hamującego wynosi 1855 kG, ciężar materiału pędnego 8164 kG, ciężar całkowity 10 019 kG (w warunkach ziemskich).



### 3. Człon startowy statku LM:

1 — sterowana antena pasma S; 2 — anteny VHF; 3 — właz górny; 4 — zbiornik tlenu; 5 — wyposażenie elektroniczne; 6 — zbiornik helu do tłoczenia materiału pędnego silnika startowego; 7 — silniki sterujące; 8 — zbiornik paliwa silników sterujących; 9 — zbiornik helu do tłoczenia materiału pędnego silników sterujących; 10 — zbiornik utleniacza silników sterujących; 11 — zbiornik paliwa silnika startowego; 12 — zbiornik wody; 13 — kabina pilotażowa; 14 — właz przedni; 15 — zbiornik utleniacza silnika startowego; 16 — lampa spotkaniowa; 17 — stałe anteny pasma S; 18 — silnik startowy; 19 — antena radaru spotkaniowego; 20 — sekstans

Konstrukcja członu startowego składa się głównie z elementów aluminiowych, przy czym części łączące wykonane są z tytanu. Cała konstrukcja jest spawana, aby zmniejszyć do minimum możliwość powstania nieszczelności. Znajdująca się w członie startowym kabina astronautów ma objętość 6,65 m<sup>3</sup>. Jej przednia część ma kształt walca o średnicy 2,3 m i długości 1,07 m. W przedniej ścianie walca znajdują się dwa trójkątne, lekko nachylone do przodu okna oraz kwadratowy właz. Trzecie okno, potrzebne przy manewrze połączenia ze statkiem „Apollo”, umieszczone jest w dachu kabiny. Wszystkie trzy okna mają podwójne szyby. Ciśnienie między szybami równe jest ciśnieniu zewnętrznemu. Zewnętrzna szyba służy jako ochrona przed mikrometeoritami oraz, dzięki zastosowaniu tlenków metali, jako filtr promieni podczerwonych i nadfioletowych. Specjalna warstwa zmniejsza do minimum refleksy światła. Szyba wewnętrzna jest wykonana ze szkła wysoko wytrzymałego. Aby uniknąć zapocania się szyb, zaopatrzone wszystkie trzy okna w ogrzewanie elektryczne. Między oknami znajduje się pulpity sterowniczy z przyrządami kontrolnymi oraz dźwigniami do sterowania położeniem statku i silnikami. Po prawej i lewej stronie kabiny rozmieszczone są tablice rozdzielcze układów elektrycznych. Poniżej zabudowano zbiorniki z żywnością i zbiorniki na odpadki. Astronaucci stoją obok siebie — komendant wyprawy po lewej stronie, pilot statku LM po prawej. Specjalna „uprząż” utrzymuje ich ciała w wymaganym położeniu. W kłapie włazu przedniego znajduje się zawór dekompresyjny. Zawór zaopatrzone jest w filtr przeciwbakteryjny, który zabezpiecza przed zakażeniem powierzchni Księżycy w czasie wypuszczenia z kabiny tlenu.

Tylna część kabiny ma długość 2,1 m i wysokość 1,5 m, a jej przekrój jest eliptyczny. W podłodze zamontowany jest silnik startowy, przy czym jego pokrywa znajduje się w kabynie. W dachu tej części kabiny umieszczony jest właz górny z tunelem przejściowym. Tunel ma długość 0,46 m i zakończony jest pierścieniem, który służy do połączenia ze statkiem „Apollo”. Tylna ściana kabiny jest zajęta przez elementy układów sterujących i nawigacyjnych, a ściany boczne — przez urządzenia pomocnicze.

Na zewnętrznych ścianach członu startowego znajdują się cztery zespoły silników sterujących, antena radaru spotkaniowego, anteny pasma S i VHF, zbiorniki materiału pędnego silnika startowego i zasobnik urządzeń do utrzymania życia umieszczony na tylnej ścianie kabiny. Na przedniej ścianie kabiny, między oknami, umieszczona jest błyskowa lampa spotkaniowa. Ma ona być używana tylko wówczas, gdy uszkodzeniu ulegnie radar spotkaniowy i manewr spotkania będzie przeprowadzany przez statek „Apollo”. Lampa daje jeden błysk na sekundę, przy czym czas trwania błysku wynosi 20 ms. Przy użyciu sekstansu błyski są widoczne z odległości 700 km, natomiast gołym okiem można je zaobserwować z odległości 234 km. Poza tym człon startowy jest wyposażony w pięć lamp pozycyjnych — dwie żółte z przodu, jedna biała z tyłu, zielona po prawej stronie i czerwona po lewej — które są widoczne z odległości 300 m i ułatwiają manewr połączenia ze statkiem „Apollo”.

Cały człon startowy, łącznie z zabudowanymi na nim zespołami, jest osłonięty izolacją cieplną. Stanowi ją warstwa mylaru — tworzywa sztucznego z grupy poliamidów — pokryta od zewnątrz warstwą aluminium o grubości 0,01 do 0,02 mm. Izolacja jest oddzielona od ścian statku rozpórkami z materiału o małym przewodnictwie cieplnym, co znacznie zwiększa skuteczność izolacji, a także skuteczność ochrony przed mikrometeoritami.

Ciężar członu startowego z załogą, lecz bez materiału pędnego wynosi 2045 kG, ciężar materiału pędnego 2630 kG, ciężar całkowity 4675 kG. Tak więc łączny ciężar obu członów statku LM wynosi 14 694 kG (w przypadku statku LM z wyprawy „Apollo” 11).

### Silniki i instalacja paliwowa statku LM

Zabudowane na statku LM silniki raketowe spełniają trzy zasadnicze zadania, a mianowicie umożliwiają lądowanie, start i sterowanie położeniem statku. Wszystkie silniki pracują na tym samym materiale pędnym, którym jest aeryzyna 50 (mieszanina w stosunku 1 : 1 niesymetrycznej dimetylohydrazyny z hydrazyną) i czterotlenek azotu. Paliwo jest hipergoliczne, tzn. że jego zapłon następuje spontanicznie po zetknięciu się z utleniaczem.

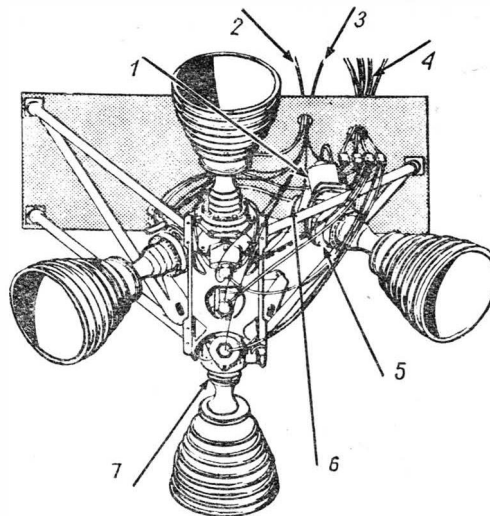
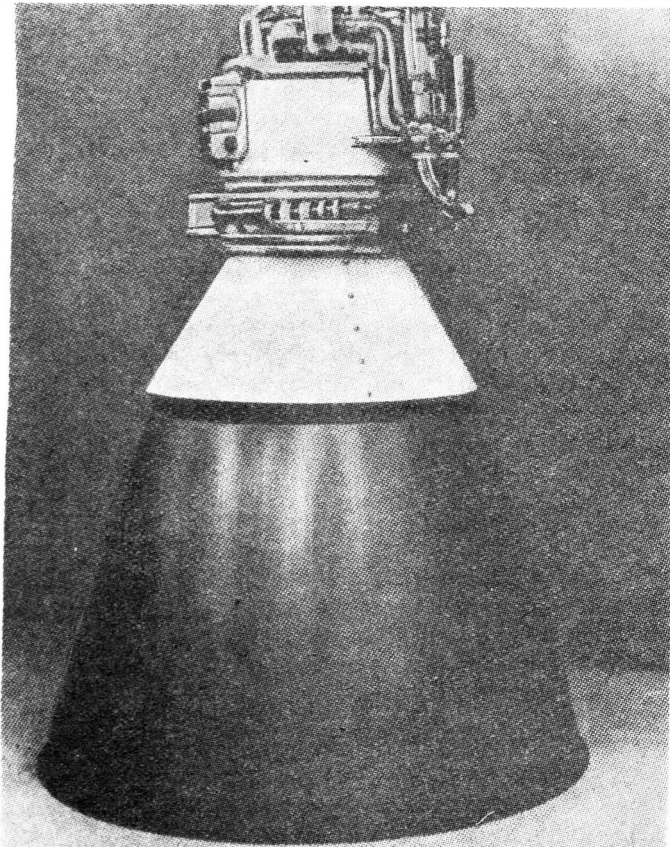
Silnik zabudowany w członie hamującym ma ciąg regulowany w sposób ciągły w zakresie od 476 kG do 2857 kG. Ciąg maksymalny wynosi 4476 kG. Silnik może być 20-krotnie uruchamiany i wyłączany. Oba składniki materiału pędnego są doprowadzane do komory spalania za pomocą współśrodkowego wtryskiwacza, przy czym paliwo przepływa kanałem zewnętrznym, a utleniacz — wewnętrznym. Wtryskiwane są one w ten sposób, że strefa bogatej mieszanki powstaje w

pobliżu ściany komory spalania, co zmniejsza zwęglanie się ściany i erozję dyszy wylotowej. Pojedynczy silnik elektryczny uruchamia oba zawory regulacyjne — paliwa i utleniacza — zmieniając równocześnie przekrój wylotowy wtryskiwacza, dzięki czemu utrzymywana jest wymagana prędkość wtryskiwanych do komory spalania składników materiału pędnego niezależnie od jego wydatku. Przed zaworami regulacyjnymi znajdują się kulkowe zawory odcinające. Wewnętrzna powierzchnia komory spalania jest wyłożona materiałem ablacyjnym. Powstające w ścianie komory obciążenia (ciśnienie w komorze spalania wynosi  $7 \text{ kG/cm}^2$ ) są przejmowane przez tytanowe pokrycie. Z zewnątrz komora jest osłonięta warstwą materiału izolacyjnego (wata szklana i folia niklowa), dzięki czemu temperatura zewnętrznej powierzchni komory nie przekracza  $230^\circ\text{C}$ . Wszystkie elektryczne układy sterowania silnikiem są zdwojone. Silnik jest zawieszony na przegubie kardanowym, co pozwala na przechylenie go w dowolnym kierunku o  $6^\circ$ . W czasie lądowania silnik jest wyłączany automatycznie przez czujniki zetknięcia z gruntem, zanim nastąpi zatkanie gazami wylotowymi dyszy silnika, co mogłoby spowodować jej rozerwanie. Maksymalny czas pracy silnika przy lądowaniu wynosi 910 s. Silnik został opracowany przez firmę TRW Systems.

Instalacja paliwowa silnika hamującego składa się z dwóch zbiorników paliwa i dwóch zbiorników utleniacza. Objętość każdego ze zbiorników wynosi  $1,8 \text{ m}^3$ . Łącznie zbiorniki zawierają  $3170 \text{ kG}$  paliwa i  $5000 \text{ kG}$  utleniacza. Oba składniki przetłaczane są do silnika za pomocą sprężonego helu.  $22 \text{ kG}$  helu w stanie nadkrytycznym zmagazynowano w kulistym zbiorniku o objętości  $0,17 \text{ m}^3$ .

Silnik startowy, zabudowany w sposób sztywny, wytwarza stały ciąg  $1587 \text{ kG}$  przy ciśnieniu w komorze

#### 4. Silnik hamujący



#### 5. Zespół silników sterujących:

1 — zawór paliwowy; 2 — przewody grzejnika; 3 — przewody zaworu solenoidowego; 4 — przewody materiału pędnego; 5 — grzejnik i głowica wtryskowa; 6 — zawór utleniacza; 7 — komora spalania

spalania  $8,1 \text{ kG/cm}^2$ . Silnik może być uruchamiany 35-krotnie. Zawory materiału pędnego są zdwojone i są zamontowane wprost na silniku. Komora spalania i dysza są chłodzone za pomocą tworzywa ablacyjnego. Zwęglający się w czasie pracy silnika materiał służy równocześnie jako izolacja cieplna. Początkowo silnik był opracowywany tylko przez firmę Bell Aerosystems, gdy jednak w czasie prób ujawniły się pulsacje ciśnienia w komorze spalania, zlecono firmie Rocketdyne skonstruowanie nowego wtryskiwacza. Tak więc, silnik jest dziełem obu tych firm.

Instalacja paliwowa silnika startowego jest związana z instalacją paliwową silników sterujących, co ma na celu zwiększenie niezawodności pracy silnika. Materiał pędny mieści się w dwóch zbiornikach o objętości  $1 \text{ m}^3$  każdy. Znajdują się one w bocznych dobudówkach członu startowego i zawierają  $915 \text{ kG}$  paliwa i  $1440 \text{ kG}$  utleniacza. Dwa kuliste zbiorniki mieszczą  $5,9 \text{ kG}$  helu w stanie gazowym.

Układ silników sterujących służy do sterowania położeniem statku i do zmiany kierunku lotu. Jest on wykorzystywany przy lądowaniu, starcie i manewrze spotkaniowym. Układ składa się z dwóch związanych z sobą lecz mogących pracować niezależnie podukładów. Każdy podukład może oddzielnie wykonywać niezbędne funkcje, jakkolwiek nie tak skutecznie jak oba podukłady razem. Podukład obejmuje dwa zespoły składające się z czterech małych silników raketowych o ciągu po  $45 \text{ kG}$ , które są tak umieszczone, że zapewniają obrót względem każdej z trzech osi. Każdy podukład ma własny zbiornik paliwa, utleniacza i helu. Do budowy silników, produkowanych przez firmę Marquardt, zastosowano molibden — na komorę spalania i poddźwiękową część dyszy wylotowej — oraz stop kobaltowy na naddźwiękową część dyszy. Głowica wtryskowa każdego z silników jest ogrzewana w sposób ciągły, za pomocą elektrycznej koszulki grzewczej, do temperatury  $60^\circ\text{C}$ . Silniki układu sterowania mogą być również wykorzystywane do zmiany prędkości lotu, do czego służy oddzielna dźwignia sterująca.

## PRĘDKOŚĆ PROPAGACJI PĘKNIĘĆ ZMĘCZENIOWYCH W KONSTRUKCJI PŁATOWCA (cz.I)

Badania propagacji pęknięć zmęczeniowych spowodowane zostały wymaganiami niezawodności zmęczeniowej konstrukcji płatowca. Oprócz bezpośredniego technicznego znaczenia tej dziedziny wiedzy o zmęczeniu materiałów i konstrukcji ma ona duże znaczenie poznawcze pozwalając znacznie rozszerzyć pogląd na zjawiska zachodzące w materiale poddawanym obciążeniom cyklicznym.

Metoda dozorowanej trwałości zmęczeniowej (metoda „fail safe”) jest coraz częściej stosowana do oceny trwałości zmęczeniowej konstrukcji płatowców. W metodzie tej podstawowe znaczenie mają parametry propagacji pęknięcia. Zmniejszenie prędkości propagacji pęknięć zmęczeniowych pozwala na przedłużenie czasu pracy między przeglądami lub na zmniejszenie prawdopodobieństwa zmęczeniowego zniszczenia konstrukcji z istniejącym pęknięciem bez zwiększania pracujących przekrojów konstrukcji.

Wyniki badań laboratoryjnych nad propagacją pęknięć dla różnych materiałów i konstrukcji prowadzone są głównie przy stałej amplitudzie naprężeń. Korzystanie z tych wyników dla konstrukcji obciążanych złożonym widmem obciążeń wymaga znajomości praw rządzących kumulacją zmęczenia konstrukcji z istniejącym pęknięciem oraz metod obliczeniowych z tym związanych.

### Metody oceny trwałości zmęczeniowej konstrukcji płatowca

Problemy zapewnienia wystarczającej trwałości zmęczeniowej dla samolotów, a szczególnie dla samolotów transportowych, powstały w wyniku zwiększenia intensywności eksploatacji przy jednoczesnym wprowadzaniu coraz doskonalszych metod obliczeń rozkładów naprężeń i zastosowaniu stopów odznaczających się dużą wytrzymałością statyczną. Zagadnienia zmęczeniowe zwiększyły w sposób istotny pracochłonność i koszty opracowania nowych konstrukcji. Spowodowały również palące zapotrzebowanie na badania zmęczeniowe materiałów i fragmentów konstrukcji, gdyż prowadzone od lat badania zmęczeniowe koncentrowały się na określaniu tak zwanej „granicy zmęczenia”, a nie na zbadaniu całej zależności trwałości od wartości naprę-

*Omówiono metody oceny trwałości zmęczeniowej konstrukcji płatowca i uzasadniono znaczenie zmniejszenia prędkości propagacji pęknięcia zmęczeniowej konstrukcji ocenianej metodą dozorowanej trwałości zmęczeniowej. Podano wyniki prób zastosowania zgniotu plastycznego do zmniejszenia prędkości propagacji przy stałych amplitudach obciążeń. Omówiono propagację pęknięcia przy obciążeniach o zmiennej amplitudzie i podano metodę obliczenia przebiegu propagacji pęknięcia przy takich obciążeniach na podstawie wyników badań przy stałej amplitudzie. Wyniki obliczeń przeprowadzonych podaną metodą dla konstrukcji ze zmniejszoną zgniotem prędkości propagacji wykazują możliwość znacznego przedłużenia czasu eksploatacji konstrukcji z istniejącym pęknięciem.*

żeń (krzywej zmęczenia). Dalszym istotnym utrudnieniem było i jest do dzisiaj zagadnienie kumulacji zmęczenia przy obciążeniach o zmiennej amplitudzie.

Stosowane są obecnie dwie metody podejścia do zagadnienia zapewnienia wystarczającej trwałości zmęczeniowej konstrukcji płatowca. Pierwsza z nich polega na wyznaczeniu jako trwałości całkowitej samolotu takiej liczby wylatanych przez samolot godzin, w ciągu których wystąpienie zniszczenia zmęczeniowego jest jeszcze bardzo mało prawdopodobne. Metoda ta — o proponowanej polskiej nazwie „metoda niezawodnej trwałości zmęczeniowej” — znana jest w literaturze angielskiej pod nazwą „safe-life”. Znaczny rozrzut trwałości zmęczeniowych konstrukcji oraz nie znana a priori kolejność i częstość działania obciążeń eksploatacyjnych o różnych amplitudach są czynnikami powodującymi konieczność udowodnienia dla badanych egzemplarzy konstrukcji znacznie większej trwałości zmęczeniowej od wymaganej trwałości konstrukcji. Dyskutowane są obecnie postulaty zwiększenia niezawodności zmęczeniowej samolotu (to jest zmniejszenia prawdopodobieństwa zmęczeniowego zniszczenia) [1 i 2]. W przypadku oceny problemów zmęczeniowych konstrukcji metodą niezawodnej trwałości zmęczeniowej zaakceptowanie tych postulatów spowoduje dalszy wzrost różnicy między konieczną do udowodnienia trwałością zmęczeniową badanych egzemplarzy a trwałością całkowitą. Należy podkreślić, że spadek prawdopodobieństwa zniszczenia zmęczeniowego konstrukcji rozpatrywanej metodą niezawodnej trwałości zmęczeniowej można osiągnąć bądź przez zwiększenie przekroju pracującego (zmniejszenie naprężeń eksploatacyjnych), bądź przez skrócenie trwałości całkowitej. Oba sposoby prowadzą do pogorszenia własności techniczno-ekonomicznych projektowanego samolotu.

Drugą metodą podejścia do zagadnienia zapewnienia wystarczającej trwałości zmęczeniowej konstrukcji płatowca jest metoda dozorowanej trwałości zmęczeniowej (w literaturze angielskiej fail-safe). Metoda ta oparta jest na dwóch zasadach:

- powstałe w konstrukcji płatowca uszkodzenia (wskutek zmęczenia czy też innej przyczyny) powinny być sygnalizowane automatycznie, bądź wykrywane przez specjalnie w tym celu wykonane przeglądy

- uszkodzona konstrukcja powinna mieć odpowiednią wytrzymałość statyczną, pozwalającą na przenoszenie obciążeń eksploatacyjnych przez możliwie długi okres pracy. Wykryte w czasie przeglądu uszkodzenie konstrukcji jest usuwane przed ponownym oddaniem płatowca do eksploatacji.

Tak więc w porównaniu z metodą niezawodnej trwałości zmęczeniowej pojawiła się częstość przeglądów jako nowy czynnik wpływający na prawdopodobieństwo zniszczenia zmęczeniowego eksploatowanej konstrukcji.

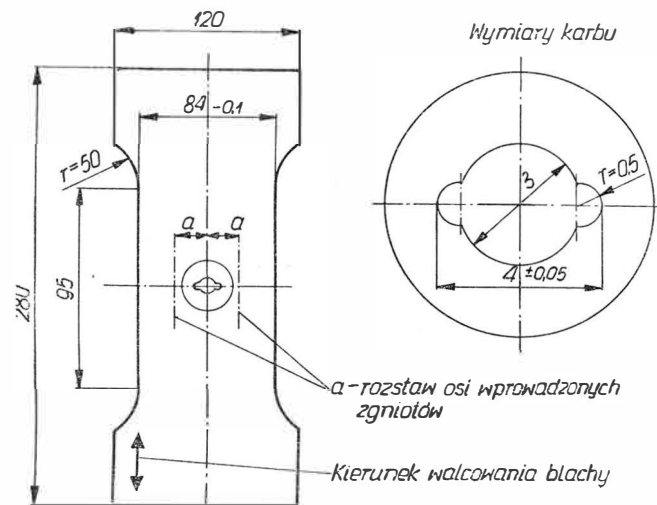
Cienkościenna konstrukcja powłokowa z blach duralowych jest obecnie jednym z najczęściej spotykanych rozwiązań w strukturze płatowca. W takiej konstrukcji typowym uszkodzeniem jest pęknięcie blachy powłoki. Pęknięcie zwiększa się w czasie następnych obciążeń eksploatacyjnych z mniejszym lub większym przyrostem długości na określoną liczbę obciążeń, to jest z mniejszą lub większą prędkością propagacji. Biorąc pod uwagę wartości prędkości propagacji pęknięcia spotykane we współczesnych konstrukcjach płatowców oraz częstości przeglądów dopuszczalne z technicznego i ekonomicznego punktu widzenia, konstrukcja rozpatrywana metodą dozorowanej trwałości zmęczeniowej nie może być użytkowana bez ograniczenia i ma określoną trwałość całkowitą [1]. Jest ona ograniczona wzrostem prawdopodobieństwa powstania pęknięć zmęczeniowych wraz ze wzrostem liczby wylatanych godzin, co powoduje po określonym okresie eksploatacji przekroczenie dopuszczalnej wartości prawdopodobieństwa zmęczeniowego zniszczenia konstrukcji. Wytrzymałość statyczna konstrukcji bardzo szybko spada ze wzrostem długości pęknięcia [5]. Mniejszej wytrzymałości statycznej odpowiada większa liczba obciążeń (zgodnie z charakterem widma obciążeń) w określonym czasie pracy, które tę zmniejszoną wytrzymałość przekraczają, a więc większe prawdopodobieństwo zniszczenia uszkodzonej konstrukcji.

Dla przyjętego prawdopodobieństwa zmęczeniowego zniszczenia konstrukcji, dla określonej zależności przebiegu prawdopodobieństwa powstania pęknięcia od liczby wylatanych godzin oraz dla ustalonej trwałości całkowitej konstrukcji — częstość przeglądów zależęć będzie od prędkości propagacji powstałego pęknięcia. W [1] metoda liczbowego ujęcia opisanych wyżej zależności opracowana została przy założeniu, że wszystkie pęknięcia zmęczeniowe, które powstały w konstrukcji, zostały w czasie kolejnego przeglądu wykryte, a następnie uszkodzone fragmenty konstrukcji wymienione. Założenia te budzą zastrzeżenia w połączeniu z informacjami zawartymi w [4], gdzie długość pęknięcia możliwa do wykrycia przy użyciu obecnie stosowanych metod oceniana jest na 4÷6 mm. Tak więc pęknięcia o mniejszej długości mogą pozostawać niewykryte w kolejnym przeglądzie i zwiększać się przez następujący po nim okres użytkowania.

Z podanych powyżej uwag wynika, że zmniejszenie prędkości propagacji przy wykrywalnych w kolejnych przeglądach długościach pęknięcia daje możliwość przedłużenia czasu pracy między przeglądami przy zachowaniu nie zmienionego prawdopodobieństwa zmęczeniowego zniszczenia konstrukcji, bądź możliwość zmniejszenia tego prawdopodobieństwa przy nie zmienionym czasie pracy między przeglądami.

## Wyniki prób zmniejszenia prędkości propagacji

W Katedrze Budowy Samolotów Politechniki Warszawskiej wykonano badania nad wpływem lokalnego zgniotu plastycznego na prędkość propagacji pęknięć zmęczeniowych w próbkach z duralu PA6-T [6]. Obciążenie zmęczeniowe próbek składało się z rozciągających naprężeń średnich z nałożoną na nie amplitudą naprężeń tak, aby suma naprężeń była zawsze rozciągająca. Do wykonania próbek użyto blachy platerowanej o grubości 2 mm. Kształt próbki użytej do badań podaje rys. 1. Pęknięcie zmęczeniowe rozpoczynało się od kar-



1. Próбка do badań propagacji

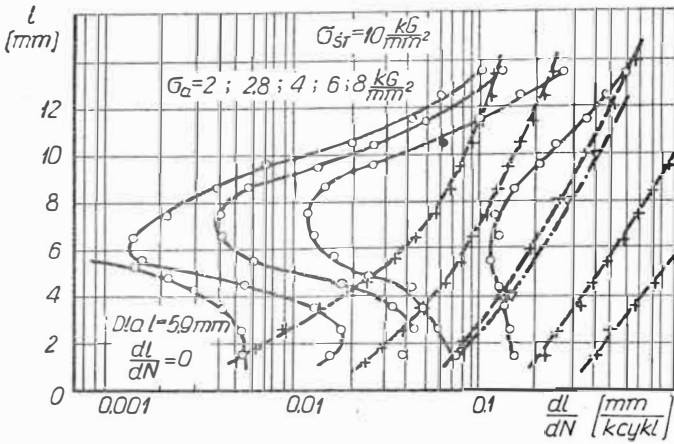
bu wykonanego w osi próbki i rozprzestrzeniało się ku krawędziom zewnętrznym. Jako długość pęknięcia oznaczoną  $l$  określano odległość od krawędzi karbu do czoła pęknięcia. Wartość  $l$  obliczano jako wartość średnią z czterech pomiarów — na lewej i prawej stronie przedniej i tylnej płaszczyzny próbki.

W pierwszym etapie prób, przy stałych wartościach naprężeń średnich i amplitudy naprężeń, przeprowadzono badania nad wpływem różnych rodzajów zgniotu na przebieg propagacji pęknięcia. Badania te pozwoliły określić rodzaj zgniotu, który powoduje najkorzystniejszy przebieg propagacji. Dla tego zgniotu przeprowadzono badania przy różnych amplitudach naprężeń. Wybrany do dalszych badań zgniot wykonywano przez wciskanie wałeczka o średnicy 3 mm i długości 20 mm w próbkę leżącą na płaskim podłożu. Wałeczek wciskano siłą 3260 kG, czas działania siły wciskającej wynosił 1 minutę, odległość osi wciskanego wałeczka od osi karbu  $a = 7$  mm. W czasie wciskania oś wałeczka była równoległa do osi próbki i do przykładanego potem obciążenia. Zgniot wprowadzano z obu stron karbu leżącego w osi próbki (rys. 1).

Rysunek 2 podaje wyznaczone z wyników badań wartości prędkości propagacji  $\frac{dl}{dN}$  w funkcji długości pęknięcia ( $l$ ) przy stałych amplitudach naprężeń ( $\sigma_a$ ). Linie ciągłe podają wartości prędkości propagacji dla próbek ze zgniotem, linie przerywane — dla próbek bez zgniotu. Z wykresów widać znaczny spadek prę-

kości propagacji dla próbek ze zgięciem, szczególnie w zakresie długości pęknięcia wykrywalnej w konstrukcjach płatowców (wyraźne minimum przy  $l$  około 6 mm).

Na rysunku 2 podano również zależność prędkości propagacji w funkcji długości pęknięcia uzyskaną przez D. Broeka i J. Schijve [7] dla stopu 2024-T3 (krzywa oznaczona literą A). Porównanie tej zależności z wyni-



2. Prędkości propagacji ( $\frac{dl}{dN}$ ) w funkcji długości pęknięcia ( $l$ )

kami badań własnych (wykonywanych dla PA6-T) pozwala stwierdzić dużą zgodność wyników pomiarów przeprowadzonych w różnych laboratoriach, na próbkach o różnych wymiarach i różnych kształtach karbów. Stwierdzenie to umożliwia korzystanie w pewnych rozsądnych granicach z wyników badań przeprowadzanych dla materiałów zachodnich w zastosowaniu do stopów używanych w Polsce, co nie jest bez znaczenia wobec niewielkiej liczby doświadczeń nad propagacją pęknięcia przeprowadzonych na krajowych materiałach.

### Propagacja pęknięć zmęczeniowych pod działaniem obciążeń o zmiennej amplitudzie

Badania zmęczeniowe przy obciążeniach o zmiennej amplitudzie doprowadziły do stwierdzenia, że prędkość propagacji pęknięcia zmęczeniowego (tak jak i całkowita trwałość zmęczeniowa) zależy i od częstotliwości poszczególnych obciążeń i od ich kolejności. Stwierdzono wyraźne zmniejszenie prędkości propagacji przy małych obciążeniach po przyłożeniu do konstrukcji z istniejącym pęknięciem kilku obciążeń większych [8]. Zjawisko to uniemożliwia stworzenie obecnie precyzyjnej metody określenia prędkości propagacji w warunkach rzeczywistej eksploatacji samolotu. Liczba obciążeń w czasie eksploatacji może być przedmiotem rachunku statystycznego i można ją określić, natomiast kolejność występowania poszczególnych obciążeń na określonym egzemplarzu konstrukcji jest zupełnie przypadkowa i nie daje się przewidzieć.

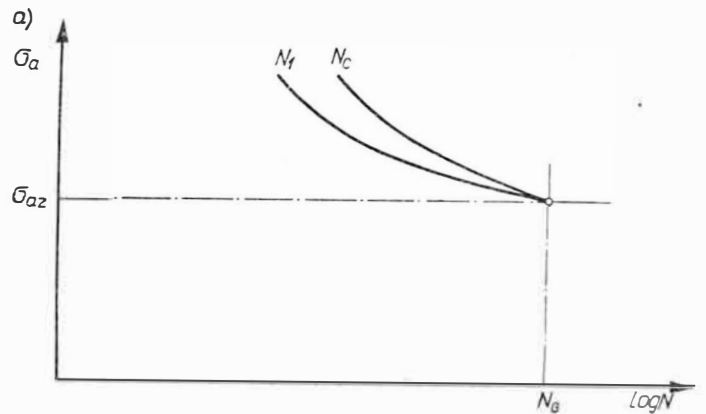
Do obliczeń długości pęknięcia po określonej liczbie godzin pracy konstrukcji stosuje się regułę liniowej kumulacji zmęczenia Palmgren-Minera [9]:

$$\sum \frac{n_i}{N_i} = 1$$

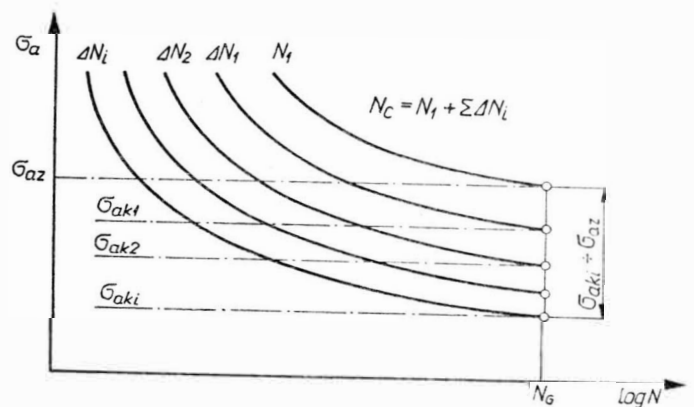
gdzie:  $n_i$  oznacza liczbę cykli obciążenia o amplitudzie naprężeń  $\sigma_a$  przyłożonych do konstrukcji, w której pęknięcie osiągnęło założony przyrost długości przy obciążeniach o zmiennej amplitudzie naprężenia, a  $N_i$  — liczbę cykli potrzebnych do wywołania założonego przyrostu długości pęknięcia przy obciążeniach o stałej amplitudzie naprężeń  $\sigma_a$ .

Badania przeprowadzone dla etapu pracy konstrukcji z istniejącym pęknięciem zmęczeniowym [8] udowodniły, że otrzymane z doświadczeń sumy stosunków  $\frac{n_i}{N_i}$  są zawsze większe od jedności. Znaczy to, że  $n_i$  są dane z prób przy stałej amplitudzie naprężeń i stosując regułę liniowej kumulacji otrzymuje się z obliczeń dla znanego widma obciążeń eksploatacyjnych bądź większe długości pęknięcia dla założonego okresu eksploatacji, bądź krótszy czas eksploatacji dla osiągnięcia założonej długości pęknięcia od odpowiednich wartości, jakich należy spodziewać się w eksploatacji. Tak więc reguła liniowej kumulacji daje zawsze wyniki po bezpiecznej stronie.

Pewną dodatkową trudnością w analizie pracy konstrukcji z istniejącym pęknięciem przy obciążeniach o zmiennej amplitudzie naprężeń jest zależność od długości pęknięcia minimalnej amplitudy naprężeń wy-



b)



3a. Krzywa zmęczenia ( $N_c$ ) i krzywa początku propagacji pęknięcia ( $N_f$ )

b. Krzywa początku propagacji ( $N_f$ ) i krzywe trwałości dla kolejnych przyrostów długości pęknięcia ( $\Delta N_i$ )



## NOWE MATERIAŁY I NOWE FORMY KONSTRUKCYJNE LOTNICZYCH SILNIKÓW TURBINOWYCH

Artykuł zawiera krótką charakterystykę materiałów konstrukcyjnych stosowanych w budowie współczesnych lotniczych silników turbinowych i omawia kierunki rozwoju tworzyw o dużej wytrzymałości i tworzyw żaroodpornych oraz form konstrukcyjnych mających na celu zmniejszenie ciężaru konstrukcji, polepszenie ich technologiczności i zwiększenie podatności eksploatacyjnej.

W ostatnich latach obserwuje się intensywne przemiany w budowie lotniczych silników turbinowych, zwłaszcza w kierunku zmniejszenia ciężaru i wymiarów geometrycznych, zwiększenia trwałości i niezawodności działania, zwiększenia podatności eksploatacyjnej oraz polepszenia technologiczności silników i ich części. Zmniejszanie ciężaru konstrukcji i wymiarów geometrycznych osiąga się równoległe przez stosowanie coraz to lżejszych materiałów konstrukcyjnych oraz przez wprowadzanie konstrukcji integralnych. Wprowadzanie

tworzyw sztucznych do konstrukcji silników turbinowych upraszcza technologię i zmniejsza koszty wytwarzania oraz gwarantuje powtarzalność kształtowania wykonywanych części, a także umożliwia integrację podzespołów. Zwiększenie technologiczności montażu i podatności eksploatacyjnej umożliwiają konstrukcje modułowe.

Podstawowe cechy, jakie powinny wykazywać materiały konstrukcyjne przeznaczone do budowy współczesnych turbinowych silników lotniczych, a zwłaszcza materiały na zespoły wirnikowe tych silników to:

- mały ciężar właściwy,
- duża wartość wskaźnika lekkości, tj. stosunku wytrzymałości, np.  $R_m$ , do ciężaru właściwego,
- wysoka żaroodporność i żarowytrzymałość.

Dwie pierwsze cechy są szczególnie istotne dla materiałów przeznaczonych na części zespołów wirnikowych, tj. części, w których podstawowe obciążenie stanowią siły masowe (w tym przypadku — odśrodkowe). Następną cechą charakteryzuje stopień zachowania wytrzymałości i sztywności oraz odporności chemicznej podczas pracy w atmosferze spalin i wysokich temperatur, niejednokrotnie szybkozmiennych. Uzyskanie jednocześnie wymienionych cech w jednym materiale konstrukcyjnym stanowi problem bardzo trudny.

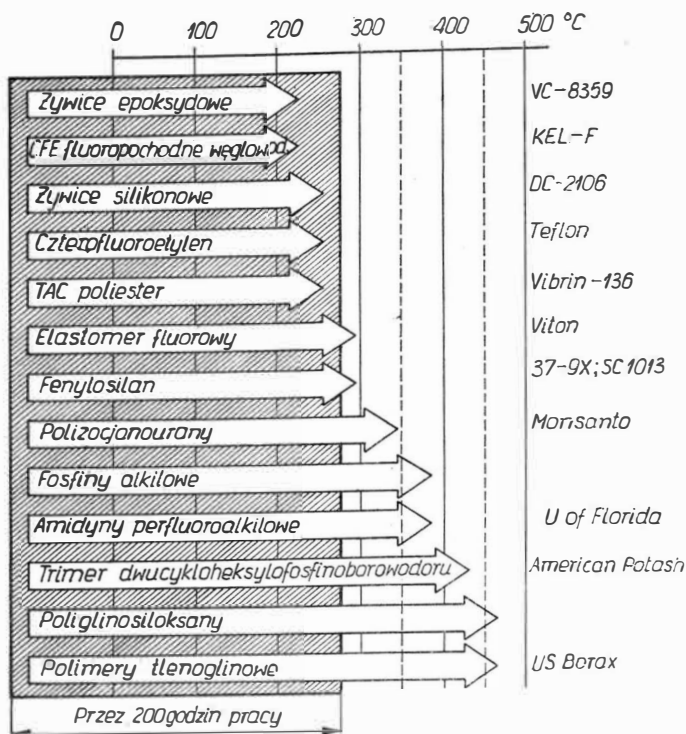
### Materiały konstrukcyjne

W ostatnim dziesięcioleciu wyszedł już ze stadium prób laboratoryjnych i wprowadzony został do produkcji dość bogaty asortyment konstrukcyjnych tworzyw sztucznych gwarantujących długotrwałą pracę w temperaturach podwyższonych do 400 °C. Są to materiały nadzwyczaj lekkie ( $\gamma = 1,1 - 1,6 \text{ G/cm}^3$ ), łatwe w przetwórstwie, kształtowaniu, bardziej niż metale odporne na działanie środowisk chemicznych, źle przewodzące elektryczność i ciepło, o małych współczynnikach tarcia, wysokiej adhezji itp. cechach. Mają jednak dość istotne wady: są w porównaniu z metalami mało wytrzymałe, mało sprężyste, mają duże wartości współczynnika rozszerzalności termicznej oraz najczęściej są mało odporne na pełzanie. Stąd też rzadko wykorzystuje się je jako materiał konstrukcyjny w stanie „czy-

### Dokończenie ze str. 12

wołującej propagację pęknięcia (odpowiednik pojęcia „granica zmęczenia” dla konstrukcji nie uszkodzonej — bez pęknięcia) [10]. Zjawisko to opisuje w sposób poglądowy rys. 3. Rysunek 3a przedstawia krzywą zmęczenia ( $N_c$ ), którą przyjmuje się zwykle do obliczeń całkowitej trwałości konstrukcji. Granica zmęczenia  $\sigma_{az}$  (wyznaczona na bazie  $N_0$ ) odpowiada wartości naprężeń nie powodujących zużycia zmęczeniowego konstrukcji bez pęknięcia. Krzywa  $N_1$  przedstawia trwałość konstrukcji do jakiegoś umownego początku pęknięcia. W przedziale trwałości  $N_1$  do  $N_c$  następuje wraz ze wzrostem długości pęknięcia zmniejszenie się poziomu naprężeń  $\sigma_{aki}$  nie powodujących zużycia zmęczeniowego konstrukcji, to jest dalszej propagacji pęknięcia. Pokazuje to rys. 3b, który przedstawia trwałości  $\Delta N_i$  odpowiadające kolejnym przyrostom długości pęknięcia o  $\Delta l_i$ . Z powyższego wynika, że przy ustalaniu obciążeń dla próby zmęczeniowej konstrukcji płatowca należy uwzględnić również obciążenia poniżej granicy zmęczenia aż do takiej wartości naprężeń  $\sigma_{aki}$ , jaka odpowiada długościom pęknięcia, przy których próba będzie jeszcze kontynuowana. Zaniedbanie części obciążeń poniżej  $\sigma_{az}$  spowoduje zmniejszenie zużycia zmęczeniowego konstrukcji w porównaniu do oczekiwanego w eksploatacji — zmniejszy więc zapas bezpieczeństwa.

Dcn.



1. Odporność termiczna niektórych tworzyw sztucznych dostępnych w handlu

stym”, jak np. teflon (łożyska ślizgowe, uszczelki pracujące w bardzo wysokich lub bardzo niskich temperaturach), żywice epoksydowe czy fenolowe — znane powszechnie jako kleje do metali. Większość z nich poddaje się więc modyfikacji polegającej na zbrojeniu materiałami wysokowytrzymałymi o dużej sprężystości oraz innych cechach fizycznych, których na ogół pozbawione są sztuczne tworzywa. W efekcie powstaje nowy, wysokowytrzymały materiał (odpowiednik betonu zbrojonego), w pełni przydatny do stosowania w technice lotniczej.

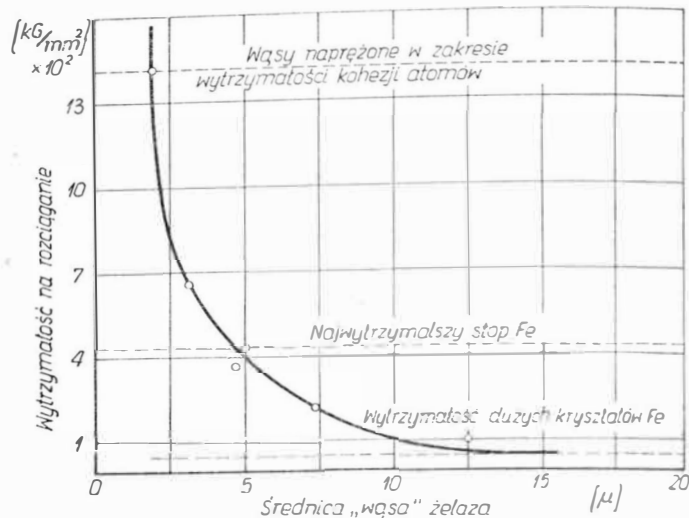
Wspomniane zbrojenia to najczęściej włókna mineralne (kwarcowe, azbestowe, tlenków metali) lub metalowe. Ich własności wytrzymałościowe są uzależnione od budowy wewnętrznej, która może być krystaliczna, polikrystaliczna lub bezpostaciowa. Włókna o budowie krystalicznej regularnej (tzw. monokrystalły) wykazują największą wytrzymałość, wzrastającą w miarę ma-

Tablica 1

Podstawowe własności „wąsów”

Materiał	$E$ [kG/mm <sup>2</sup> ]	$R_m$ [kG/mm <sup>2</sup> ]	$\gamma$ [G/cm <sup>3</sup> ]	$T_t$ [°C]
Żelazo	29 000	1340	7,87	1530
Krzem	16 000	390	2,33	1410
Węgiel (grafit)*	100 000	2000	2,26	3649
SiO <sub>2</sub>	8 500	420	2,6	1710
Al <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	52 000	1200	3,97	1949

\* Nie topi się pod ciśnieniem atmosferycznym, lecz sublimuje w temperaturze 3649°C. Ze wzrostem temperatury rośnie jego wytrzymałość  $R_m$  — przy 2500°C jest ona dwukrotnie większa od wytrzymałości w temperaturze pokojowej. Włókna grafitowe mają budowę krystaliczną, węglowe — bezpostaciową.



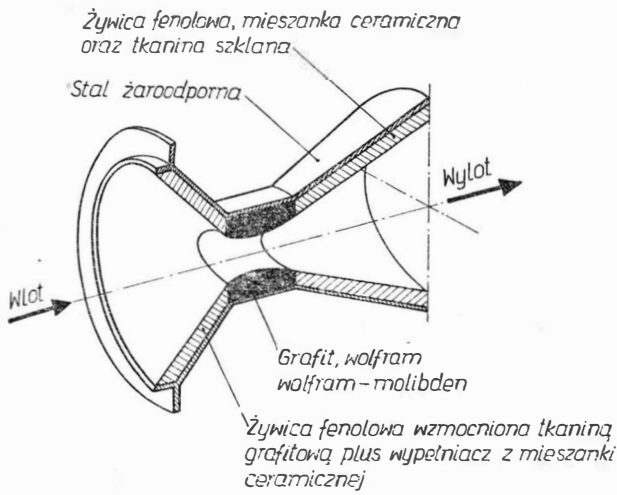
2. Wytrzymałość wąsa Fe jako funkcja jego średnicy

lenia średnicy włókna. Twory tego rodzaju są dość trudne w otrzymywaniu oraz równie kłopotliwe w przetworstwie z racji swych małych wymiarów. Ich średnica waha się przeciętnie w granicach od kilku do kilkunastu mikronów, a długości od kilkunastu mikronów do kilkunastu milimetrów. Tego typu kształty zwane „wąsami” („whiskery”) są rzadko spotykaną w przyrodzie postacią wszystkich ciał krystalicznych. Z racji swej regularnej\*\* budowy ich wytrzymałość na zerwanie jest rzędu wytrzymałości sił kohezji atomów, co najlepiej chyba potwierdzają wykres na rys. 2 oraz dane w tablicy 1. Charakteryzują się ponadto nadprzewodnictwem elektrycznym i cieplnym, a więc mają inne własności niż te same ciała o budowie polikrystalicznej.

Do celów przemysłowych wykorzystuje się najczęściej włókna grubsze — o średnicach od kilkunastu do kilkudziesięciu mikronów oraz znacznie dłuższe niż „wąsy” — rzędu kilkuset milimetrów lub nawet dłuższe. Włókna kwarcowe mają najczęściej budowę bezpostaciową i zwane są popularnie włóknami szklanymi. W przypadku metali są to polikrystalły o wyjątkowo regularnej budowie, która zapewnia im równie wysokie wskaźniki wytrzymałościowe. Włókna te otrzymuje się najczęściej metodą wyciskania surowca stopionego przy jednoczesnym szybkim studzeniu formowanej „nici”. Można je wykorzystywać jako materiał konstrukcyjny w postaci luźnej przędzy lub tkanin.

W postaci luźnej po zalaniu odpowiednim tworzywem sztucznym są one zbrojeniem najczęściej spotykanych postaci materiałów ablacyjnych o izotropowych własnościach wytrzymałościowych. Jeśli wykonany z nich ekran osłony termicznej powinien wykazywać odpowiednią wytrzymałość w ściśle określonym kierunku, w tworzywie zatapia się nie włókna luźne, ułożone chaotycznie, lecz ukierunkowane, tkane. Praktyczne zastosowanie tego typu materiałów obserwuje się między innymi w budowie silników raketowych, których wnętrza dysz wylotowych wyklada się podobnymi tworzywami. W rezultacie w zetknięciu ze strumieniem szybko

\*\* Bardzo cienkie wąsy mają zazwyczaj jeden tylko defekt sieci — dyslokację śrubową.



3. Wykorzystania tworzyw sztucznych w dyszach wylotowych silników raketowych

wylatujących gorących gazów ulegają one co prawda powierzchniowemu zwęgleniu i odparowaniu, ale z racji złej przewodności cieplnej ten właśnie efekt chłodzenia ablacyjnego w czasie krótkotrwałej pracy silnika skutecznie chroni przed zniszczeniem, osłonięte tworzywem, metalowe części jego konstrukcji.

W silnikach turbinowych z luźnych, lutowanych lub spieczonych punktowo, chaotycznie ułożonych metalowych włókien po ich częściowym sprasowaniu wytwarza się filtry gorących gazów lub cieczy, uszczelnienia połączeń komór spalania lub elementów osłon izolacji termicznej. W tych ostatnich przypadkach lepsze są włókna tlenków metali jako materiałów bardziej odpornych na działanie wysokich temperatur (tablica 2).

Z kompozycji tkaniny szklane — tworzywa sztuczne wykonuje się w silnikach turbinowych elementy integralnych kadłubów nie narażonych na działanie zbyt wysokich temperatur oraz łopatki sprężarek. Podyktowane jest to przede wszystkim dużą sztywnością tego typu materiałów, łatwością formowania z nich najbardziej złożonych kształtów oraz wysokim wskaźnikiem lekkości (rys. 4). Inne kompozycje, włókna azbestowe — żywice fenolowe, znalazły zastosowanie do wytwarzania łopatek sprężarek, a w postaci integralnych wirników turbin napędzających prądnice pocisków sterowanych w okresie 45 sekund pracy znoszą z powodzeniem temperatury 1100 °C.

Włókna metalowe mogą być wykorzystywane podobnie lub bezpośrednio, np. do sprasowywania z nich, bez sto-

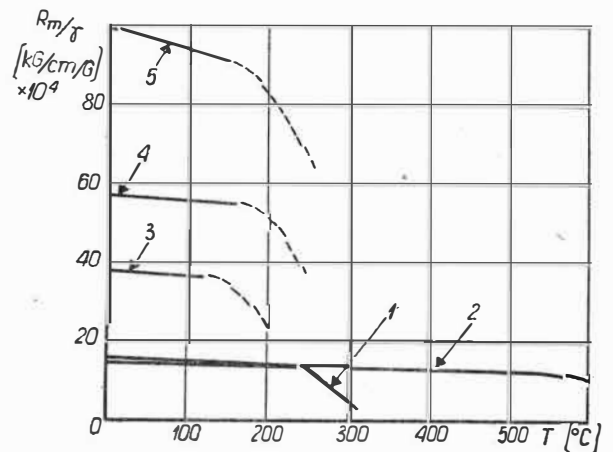
Tablica 2

**Materiały do pracy w wysokich temperaturach**

Materiał	Symbol chem.	Przewodnictwo cieplne [kcal/mh°C]	$T_t$ [°C]	$\gamma$ [G/cm <sup>3</sup> ]	Odporność erozyjna
Molibden	Mo	122	2625	10,2	dobra
Wolfram	W	173,7	3370	19,3	„
Dwutlenek toru	ThO <sub>2</sub>	2,9	3538	9,69	„
Dwutlenek cyrkonu	ZrO <sub>2</sub>	1,2	2693	5,56	„
Tlenek berylu	BeO	13,4	2566	3,0	dostat.
Węgiel niobu	NbC	12,4	3501	7,82	dobra
Węgiel hafnu	HfC	—	3889	12,2	„

sowania jakichkolwiek dodatków, monolitycznych bloków metalowych lub konkretnych wyrobów. Po sprasowaniu poddaje się je spiekaniu. Na uwagę zasługuje fakt, że stopień porowatości wytworzonych tym sposobem przedmiotów może się wahać w granicach od kilku do ponad dziewięćdziesięciu procent — rzecz nieosiągalna w klasycznej technologii proszków spiekanych, gdzie z trudem uzyskuje się wskaźniki 50% zagęszczenia. Takie materiały zachowują zdolność do przepuszczania gazów. Wykonywanie więc, ze spiekanych żaroodpornych i żarowytrzymałych włókien metalowych, łopatek turbin pozwala na ich ciągłe chłodzenie strumieniem włączanego, chłodnego powietrza — tzw. chłodzenie „transpiracyjne”.

Obecnie z otrzymanych tym sposobem porowatych blach wykonuje się ścianki tuneli aerodynamicznych, by przez odpowiedni dobór ciśnień z drugiej strony ścianki sterować przepływem warstwy przyściennej, decydującej



4. Zależność wskaźnika lekkości  $R_m/\sigma$  różnych materiałów konstrukcyjnych od temperatury:

1 — dural, 2 — spiekane proszki aluminiowe, 3 — tworzywo zbrojone włóknami szklanymi, 4 — tworzywo zbrojone włóknami azbestowymi, 5 — tworzywo zbrojone włóknami grafitowymi

jak wiadomo o laminarnym lub turbulentnym przepływie strumienia.

Nowym materiałem przeznaczonym do długotrwałej pracy w temp. 1200—1400 °C lub krótkotrwałej w temperaturze 3000 °C są „cermetale”. Jest to połączenie materiału ceramicznego z metalem, najczęściej o postaci włóknistej. W efekcie otrzymuje się tworzywo nadzwyczaj odporne na erozyjne i chemiczne oddziaływanie strumienia gorących gazów, na ścieranie i na udary termiczne, a przy tym znacznie wytrzymalsze od kruchej ceramiki. Zatopione w nim włókna metali żarowytrzymałych (W, Mo lub Nb) nadają mu odpowiedni stopień sprężystości, zwiększają wytrzymałość, a przede wszystkim zdolność do szybkiego odprowadzania ciepła w głąb materiału z nagranych w czasie pracy warstw powierzchniowych. Ten ostatni czynnik jest nader ważny, gdyż zapobiega pękaniu ceramicznego szkliwa od lokalnych naprężeń termicznych.

Ośrodek badawczy Clevite Centre prowadząc doświadczenia nad zbrojeniem wąsami molibdenu czystego ty-

tanu lub jego stopów stwierdził możliwość zwiększenia tym sposobem ich wytrzymałości oraz modułu sprężystości w zakresie temperatur pracy od 0 do 700 °C. Podobnie udane próby wzmocnienia aluminium i innych metali własniami tlenków aluminium prowadziła już w początkach lat sześćdziesiątych firma General Electric Co. w USA\*.

Powodzenie tych eksperymentów wynika z uzyskania trwałego połączenia dwóch materiałów o skrajnie odmiennych cechach fizycznych. Na przykład czyste aluminium z racji dużej plastyczności, ciągliwości, dobrej spawalności, lejułości, niskiej temperatury topnienia jest materiałem wyjątkowo technologicznym. Jego dobra odporność na utlenianie czy na działanie szeregu kwasów oraz znanych rozpuszczalników, dobre przewodnictwo cieplne i elektryczne w wielu przypadkach są równie pożądanymi właściwościami. Ograniczenie stosowania Al jako materiału konstrukcyjnego w stanie czystym wynika przede wszystkim z jego bardzo małej wytrzymałości. Natomiast np. tlenek aluminium charakteryzuje się wyjątkową kruchością, bardzo dużą twardością, wysoką temperaturą topnienia, wysoką żaroodpornością i żarowytrzymałością, złym przewodnictwem cieplnym itd. Połączenie wymienionych cech obu tych materiałów daje praktycznie nowe tworzywo, o niecodziennych własnościach fizycznych. Przykładem mogą być tzw. SAP-y — radzieckie oznaczenie spiekanych proszków aluminiowych. Zawierają one od 7 do 12% dyspersyjnie rozsianych drobin  $Al_2O_3$  w osnowie sproszkowanego czystego aluminium. Materiał ten po wyprażeniu, zbrykietowaniu i spieczeniu go do postaci dużych bloków metalu (ciężaru ~100 kG) przerabiany jest plastycznie wszystkimi znanymi sposobami przeróbki plastycznej (korzystny wpływ własności osnowy).

Uzyskane półwyroby mają w stanie zimnym średnią wytrzymałość na zerwanie w granicach 36 kG/mm<sup>2</sup>, ale już po obróbce zgniotem osiągają 44 kG/mm<sup>2</sup>, tzn. tyle, co obrobione cieplnie duraly. SAP-y mają jednak inną nadzwyczaj cenną właściwość; już w temperaturze 250 °C ich wytrzymałości  $R_m$  jest równa wytrzymałości wszystkich znanych stopów Al, przeznaczonych do pracy w temperaturach podwyższonych, a w temperaturze 500 °C zachowują trwale  $R_m$  w granicach 10 kG/mm<sup>2</sup>. Nie jest to wiele, lecz nie osiąga tego żaden z najlepszych znanych dotąd stopów Al. Co więcej, praca w tym zakresie temperatur nawet w okresie 100 000 h nie wywołuje w ich strukturze żadnych przemian fazowych. Dyspersyjne wtrącenia  $Al_2O_3$ , odpornego na wpływ temperatur wyższych niż 1949 °C, blokuje rozrost ziaren aluminiowej osnowy, zapewniając równocześnie wyrobowi odporność na ścieranie i dużą sprężystość. Opisane własności SAP-ów są powodem zaliczenia ich do grupy nowych lekkich ( $\gamma = 2,75 \text{ G/m}^3$ ) stopów żaroodpornych i żarowytrzymałych. Znalazły już one zastosowanie w budowie tak odpowiedzialnych elementów silników, jak łopatki sprężarek.

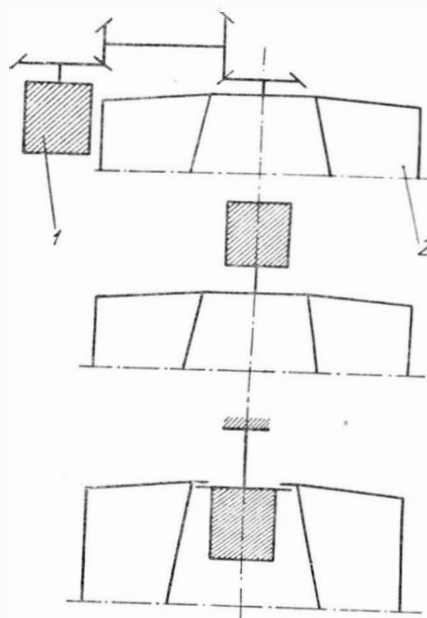
Tworzywem przyszłości jest jednak niewątpliwie grafit w postaci włókien. Jego wyjątkowa wytrzymałość i sprężystość (tablica 1) przy wysokiej żarowytrzymałości

oraz małym ciężarze właściwym, czynią zeń bezkonkurencyjny materiał konstrukcyjny o najwyższym ze znanych dotąd wskaźników lekkości. Jediną jego wadą, jaką jest skłonność do utleniania się w wyższych temperaturach (400 °C), udało się opanować przez napylenie na włókna grafitu warstewki metalu odpornego na utlenianie (żaroodpornego) i nie reagującego z nim chemicznie. Splecione włókna grafitowe w postaci tkanin stanowią dziś zbrojenia wielu tworzyw sztucznych, stosowanych do wytwarzania ważnych elementów silników raketowych i turbinowych (łopatki i kadłuby sprężarek, wkładki dysz silników raketowych, osłony ablacyjne pocisków raketowych czy kabin kosmicznych). Porównanie wskaźników lekkości materiałów konstrukcyjnych zestawiono na rys. 4.

Filce z włókien grafitowych lub węglowych są dobrymi materiałami uszczelniającymi połączenia części silników pracujących w środowiskach gorących gazów o dużych ciśnieniach i chemicznie agresywnych. Mogą też stanowić wkładki bezsmarowych łożysk ślizgowych pracujących w wysokich temperaturach. Służą też do wykonywania filtrów gorących gazów lub cieczy.

### Formy konstrukcyjne

Ogólne dążenie do lekkości i zwartości konstrukcji lotniczych pozwala przy obecnym stanie technologii produkcji na stosowanie w coraz szerszym zakresie konstrukcji zintegrowanych. Na rysunku 5 przytoczono przykład rozwoju integracji pompy paliwowej z wirnikiem sprężarki silnika nośnego firmy Rolls-Royce. „Kla-

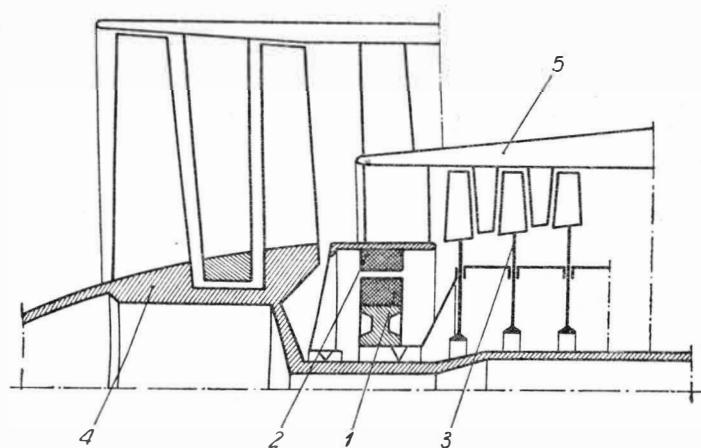


5. Fazy rozwoju integralnej konstrukcji zespołu sprężarkowego z pompą paliwową silnika nośnego samolotów pionowego startu i lądowania:  
1 — pompa paliwowa, 2 — wirnik sprężarki

syczne” rozwiązanie pokazane na górnej części rysunku wymaga stosowania podwójnej przekładni zębatej, co zwiększa ciężar konstrukcji, a usytuowanie pompy na kadłubie sprężarki zwiększa obrys przekroju poprzecznego silnika. Zastosowanie wysokoobrotowej pompy paliwowej umożliwiło przyjęcie konstrukcji polegającej

\* Ostatnio firma Pratt Whitney zastosowała na łopatki wentylatora silnika JT8D aluminium wzmocnione włóknami boru (przyp. redakcji).

na bezpośrednim napędzie jej wirnika od sprężarki (środkowa część rysunku), a następnie, po odpowiednim przekonstruowaniu pompy, obracający się jej kadłub osadzone we wnętrzu wirnika sprężarki, a unieruchomiono wirnik pompy (dolna część rysunku). Ta ostatnia konstrukcja pozwoliła, w porównaniu z pierwszym wariantem, na uzyskanie najmniejszych wymiarów gabarytowych silnika i znacznie mniejszego ciężaru.



6. Schemat integralnej konstrukcji prądnicy z wirnikiem sprężarki dwuprzepływowego silnika odrzutowego: 1 — wirnik prądnicy, 2 — stojan prądnicy, 3 — wirnik sprężarki, 4 — wirnik wentylatora, 5 — kadłub silnika

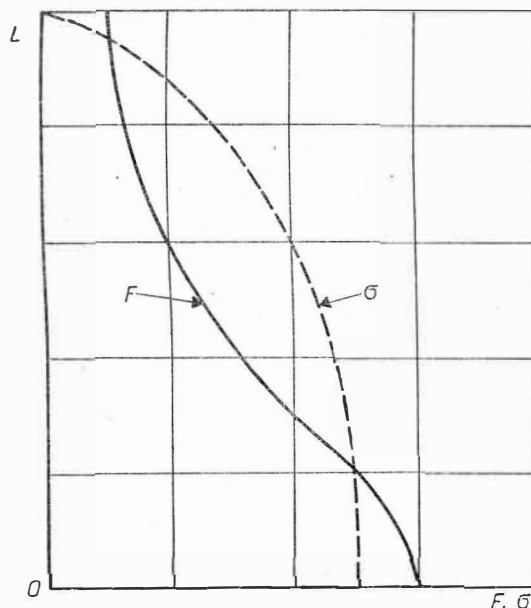
Integrację prądnicy pokładowej z konstrukcją silnika pokazano na rys. 6, na przykładzie dwuprzepływowego silnika odrzutowego. W przedniej części sprężarki niskiego ciśnienia (za zespołem wentylatorowym), umieszczono prądnicę prądu zmiennego, której wirnik stanowi całość konstrukcyjną z wirnikiem sprężarki niskiego ciśnienia, a stojan — z kadłubem sprężarki. Takie usytuowanie prądnicy nie zwiększa wymiarów gabarytowych silnika, gdyż mieści się ona w „jałowej” strefie międzystopniowej, zmniejszając ponadto ciężar konstrukcji dzięki możliwości wyeliminowania przekładni zębatej.

Przytoczone tutaj przykłady świadczą, że zastosowana integracja czyni konstrukcję bardziej zwartą i lżejszą oraz bardziej niezawodną — chociażby ze względu na zmniejszenie (praktycznie — pominięcie) liczby części pośredniczących między wirnikiem silnika turbinowego a napędzonym agregatem.

Stosowanie tworzyw sztucznych w konstrukcjach lotniczych silników turbinowych stworzyło całkiem nowe możliwości nie tylko technologiczne, ale i konstrukcyjne. Łatwość technologiczna kształtowania elementów konstrukcyjnych (i duży stopień powtarzalności kształtów uzyskiwanych w jednej formie) pozwala na nadanie tym częściom najbardziej racjonalnych kształtów geometrycznych, ograniczonych przy użyciu metali często możliwościami technologicznymi lub kosztami produkcji. Zastosowanie tworzyw sztucznych na łopatki wirnikowe sprężarek i wentylatorów umożliwiło między innymi takie nadawanie im kształtów, które gwarantuje najlepsze wykorzystanie wytrzymałości materiału. Rysunek 7 przedstawia przebieg przekroju poprzecznego łopaty wentylatorowej silnika dwuprzepływowego wzdłuż jej pióra oraz przebieg naprężeń rozciągających

(od sił odśrodkowych). Jak widać na rysunku, odpowiednim doбором pól przekrojów poprzecznych pióra udało się konstruktorom uzyskać prawie jednakowe naprężenia na ponad połowie długości pióra. Wprawdzie taki rozkład naprężeń wywołuje większe odkształcenia wzdłużne pióra w porównaniu z „klasycznym” rozkładem parabolicznym, ale zastosowanie tworzywa Hyfil zbrojonego włóknami grafitowymi nie powoduje zbyt dużych odkształceń z racji bardzo dużej wartości modułu sprężystości podłużnej ( $\sim 1,75 \cdot 10^6$  kG/cm<sup>2</sup>, tj. dwukrotnie większej niż dla durali i prawie równej jak dla stali) \*.

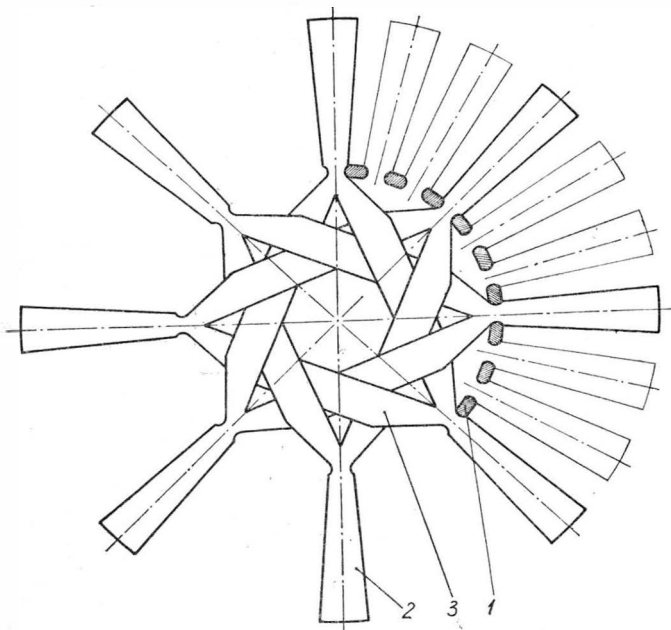
Z uwagi na łatwość formowania tworzyw sztucznych, zbrojonych naturalnie włóknami grafitowymi, szklanymi czy metalowymi, powstała koncepcja integralnego stopnia wirnikowego, pokazanego schematycznie na rys. 8. Zasada takiego stopnia sprężarkowego polega na tym, że włókna wzmacniające łopatek, wykonanych z tworzyw sztucznych, przechodzą przez płaszczyznę wirnika tworząc jego tarczę nośną z pewnego rodzaju plecionki. W takiej konstrukcji każde włókno w taśmie z tworzywa sztucznego obciążone jest naprężeniami rozciągającymi o dużym stopniu równomierności, w wyniku czego masa tworzywa konstrukcyjnego wykorzystana jest w sposób optymalny, zapewniając minimalny ciężar konstrukcji. Należy podkreślić, że odpowiednią kierunkowość włókien zbrojeniowych w elementach konstrukcyjnych zastosowano już w silniku nośnym RB.



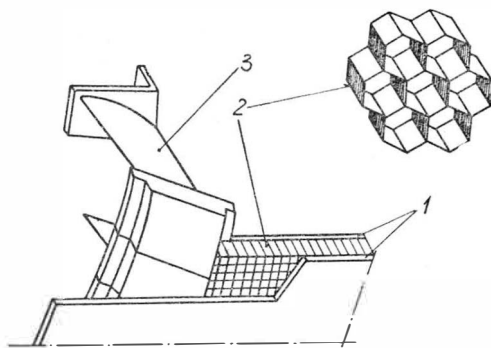
7. Zależność pola przekroju poprzecznego  $F$  i naprężeń rozciągających  $\sigma$  wzdłuż pióra łopaty z tworzywa sztucznego wentylatora silnika dwuprzepływowego

162, w którym włókna zbrojenia łopatek wirnika sprężarki nie przebiegają w jednym kierunku, lecz są tak uporządkowane, że pozwalają tylko na ściśle określone

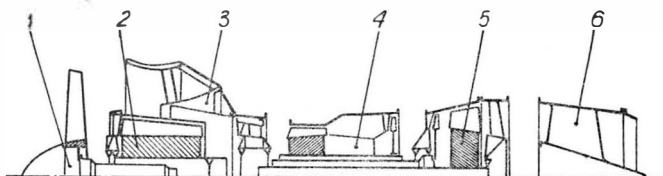
\* Z drugiej strony duża wytrzymałość materiału Hyfil pozwala na projektowanie łopat wentylatorów o małym stopniu zwężenia, co jest korzystne ze względu na własności aerodynamiczne wentylatora (przyp. redakcji).



8. Schemat integralnej konstrukcji stopnia wirnikowego sprężarki całkowicie wykonanego z tworzyw sztucznych:  
1 — pierścień szkieletowy, 2 — pióra łopatek, 3 — „plecionka” tarczy nośnej



9. Konstrukcja przekładkowa zewnętrznego kadłuba silnika Rolls-Royce „Trent”:  
1 — ścianki nośne, 2 — wypełniacz „ulowy”, 3 — kierownica wentylatora



10. Schemat konstrukcji modułowej dwuprzepływowego silnika odrzutowego:  
1 — zespół wirnikowy wentylatora, 2 — zespół sprężarki niskiego ciśnienia, 3 — zespół kadłubowy, 4 — zespół sprężarki wysokiego ciśnienia i komory spalania, 5 — zespół turbiny, 6 — zespół wylotowy

skręcenie łopatek, wpływając w ten sposób ograniczając na amplitudy drgań skrętno-giętnych. Fakt ten, łącznie z dużym tłumieniem i dobrymi własnościami zmęczeniowymi tworzyw sztucznych, sprawił, że przez cały okres rozwojowy silnika RB.162 nie zanotowano uszkodzeń zmęczeniowych łopatek.

W wielu współczesnych konstrukcjach silników dwuprzepływowych, jak np. Rolls-Royce „Trent” czy RB.211, pojawiają się węzły lub całe zespoły konstrukcyjne opracowane w formie przekładkowej. Konstrukcje prze-

kładkowe są już od dawna znane i z powodzeniem stosowane w konstrukcjach samolotów i śmigłowców. Charakteryzują się one dużą sztywnością i lekkością, a ostatnio również prostotą i łatwością technologii, co ma ścisły związek z opanowaniem technologii klejenia metali. Rysunek 9 przedstawia fragment konstrukcji kadłuba zewnętrznego silnika „Trent”, wykonanego metodą przekładkową. Nośną część konstrukcji przekładkowych stanowią dwie blachy, zdolne do przeniesienia naprężeń normalnych i stycznych, zabezpieczone przed utratą stateczności warstwą wypełniacza wklejonego między obydwie blachy. W przytoczonej tu konstrukcji zastosowano wypełniacz tzw. „ulowy”. Konstrukcję przekładkową zastosowano w silniku RB.211 także w zespole kadłubowym łożysk turbin wysokiego i średniego ciśnienia.

Tak zwany „modułowy” układ konstrukcyjny lotniczych silników turbinowych znajduje coraz szersze zastosowanie — zwłaszcza w silnikach dwuprzepływowych i wielowirnikowych, jak np. Pratt Whitney JT9D czy Rolls-Royce RB.211. Taka forma konstrukcyjna, polegająca na wydzieleniu kilku oddzielnie montowanych zespołów stanowiących po ich połączeniu całość konstrukcyjną, ułatwia technologię montażu silnika, umożliwia precyzyjne wyważenie wirników w ich własnych łożyskach i kadłubach, a przede wszystkim ułatwia wymianę części i zespołów, zmniejsza koszty napraw i skraca czas ich trwania.

Schemat podziału silnika na poszczególne moduły, na przykładzie silnika RB.211, pokazano na rys. 10. Ze schematu widać, że moduły montuje się oddzielnie, a następnie łączy się je w całość śrubami na zewnętrznych kolnierzach kadłubów.

Współczesne konstrukcje silników turbinowych, dzięki możliwości rozszerzenia asortymentu materiałów konstrukcyjnych o stopy tytanowe, superdurale, a głównie tworzywa sztuczne, pozwalają na osiągnięcie dużej lekkości i niezawodności pracy. Jednym z głównych problemów konstrukcyjnych (narzucających określone reguły eksploatacji) współczesnych silników jest walka z drganiami i unikanie pracy silnika w zakresach rezonansowych poszczególnych części. Możliwości zastosowania różnych materiałów konstrukcyjnych — o różnych modułach sprężystości — znacznie rozszerzają eksploatacyjne zakresy pracy silnika bez obawy występowania drgań poszczególnych części, zespołów i całości silnika.

Współczesne silniki budowane są na ogół tak, że można w nich stosować automatyczne, lub przynajmniej pół-automatyczne, metody oceny stanu technicznego przez np. wmontowanie w konstrukcję na stałe odpowiednich czujników pomiarowych, co pozwala na utrzymanie całkowitej niezawodności pracy w okresie eksploatacji.

#### Literatura

1. Carroll C., Porczyński Z.: „Materiały przyszłości”, Warszawa, MON 1964
2. Eltis E., Morley F.: „Der Einfluss von Triebwerksverbesserungen auf die Wirtschaftlichkeit von Kurzstrecken — Stahlverkehrsflugzeugen”, *Luftfahrttechnik Raumfahrttechnik* 1964 nr 12
3. Grzegorzczak H.: „Technologia produkcji i napraw silników lotniczych”, Warszawa 1967
4. Hoffman G. A.: „What can we do with whiskers”, *New Scientist* 1961, Nr 216
5. „Material in Design Engineering”, London 1960
6. Szymański R. i inni: „Lotnicze dwuwirnikowe silniki turbinowe”, Warszawa 1968
7. Szczeciński S.: „Lotnicze silniki turbinowe — konstrukcja i eksploatacja”, Warszawa 1965
8. Praca zbiorowa: „Aluminiowyje spławy (wypusk 2) „Spiezennyje spławy”, *Oborongin* 1963

*Optymalna eksploatacja urządzeń warunkiem nowoczesnej gospodarki (hasło symposium).*

## II SYMPOZJUM EKSPLOATACJI URZĄDZEŃ TECHNICZNYCH

*Przedstawiono cele i tematykę obrad II Symposium Eksploatacji Urządzeń Technicznych, omówiono referaty dotyczące problemów eksploatacji sprzętu lotniczego i przytoczono wnioski, jakie sformułowane zostały na zakończenie symposium.*

W dniach 9—11 września 1969 r. odbyło się w Poznaniu II Symposium Eksploatacji Urządzeń Technicznych. Zostało ono zorganizowane przez Naczelną Organizację Techniczną, Wojskową Akademię Techniczną i Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych w Warszawie. Celem symposium było dokonanie przeglądu problemowego potrzeb oraz aktualnego stanu teorii, metod realizacji i techniki eksploatacji urządzeń technicznych. Eksploatację urządzeń technicznych rozumieli uczestnicy symposium jako działanie człowieka z urządzeniem od chwili jego wyprodukowania aż do zniszczenia (zucia).

Eksploatacja urządzeń jest procesem niezmiernie złożonym, obejmującym zagadnienia współpracy elementów urządzeń wykonanych z różnych ciał stałych, wyznaczenia czasów międzyobsługowych, niezawodności i masowej obsługi, sterowania eksploatacją urządzeń w dużych systemach optymalizacji technicznej i ekonomicznej itp.

Racjonalna eksploatacja, to znaczy racjonalne użytkowanie i obsługiwanie (w tym konserwowanie, naprawianie, przechowywanie itp.) ma zasadniczy wpływ na trwałość urządzeń, niezawodność ich działania, a tym samym określa ekonomię gospodarki. O randze rozważanych spraw mówią roczne wydatki na eksploatację urządzeń wynoszące około 50 miliardów złotych oraz 30% straty energii produkowanej w kraju na pokonywanie oporów tarcia w maszynach.

W kraju, w kilkudziesięciu ośrodkach, pracują liczne komórki naukowe zajmujące się tą rozległą dyscypliną, jaką jest nauka o eksploatacji. Najlicniejsza jednak rzesza inżynierów i techników jest czynna zawodowo w praktycznej działalności eksploatacyjnej. I Krajowe Symposium Eksploatacji Maszyn i Urządzeń Mechanicznych w 1965 r. pozwoliło po raz pierwszy skupić liczne grono osób i instytucji zainteresowanych w rozwoju teorii eksploatacji i jej zastosowań. Postulowano wówczas potrzebę uprawiania tzw. eksploatacji ogólnej jako nauki o działaniu człowieka z urządzeniami i tworzenia podstaw teoretycznych eksploatacji. Wynikiem tego symposium było m.in. powstanie w środowisku warszawskim Zespołu Teorii Eksploatacji. Prowadząc działalność naukową i organizacyjną zainicjował on prace przygotowawcze dla zorganizowania II symposium. W czasie między I a II symposium nastąpił znaczny rozwój badań nauki w zakresie eksploatacji w wielu ośrodkach akademickich i resortowych. II Symposium Eksploatacji Urządzeń Technicznych oceniło postęp prac oraz wytyczyło kierunki wysiłku teoretyków, badaczy i organizatorów eksploatacji urządzeń zarówno mechanicznych, jak elektromechanicznych i elektronicznych. Podniesiono przede wszystkim sprawę unowocześnienia metod działania.

Ramowa tematyka poznańskiego symposium obejmowała:

**Eksploatację ogólną** — podstawowe pojęcia i miary eksploatacyjne, elementy teorii urządzeń, prakseologiczne i cybernetyczne badanie urządzeń, procesów i systemów.

**Teorię niezawodności i diagnostykę techniczną** — matematyczne podstawy eksploatacji, własności i charakterystyki urządzeń, modele powstawania i usuwania uszkodzeń, kontrolę stanu urządzeń i prognozowanie ich stanu, lokalizowanie i genezowanie uszkodzeń, techniczne środki diagnostyczne, metodyka badań niezawodnościowych i diagnostycznych.

**Eksploatację techniczną** — fizyko-chemiczne podstawy eksploatacji, teorii, smarowania, korozji i starzenia, wytrzymałość i zużycie urządzeń, wymiana ciepła, masy i pędu, regulacja urządzeń, trwałość i podatność eksploatacyjna, zasady zużycia i obsługi urządzeń.

**Organizację eksploatacji** — procesy i systemy eksploatacyjne, planowanie eksploatacji, optymalizacja użycia i obsługi urządzeń, obieg informacji eksploatacyjnej, sterowanie systemem eksploatacji urządzeń.

Taka tematyka symposium umożliwiła bardzo szeroką wymianę myśli i wyników badań naukowych uczestników. Pozwoliła też ona ocenić szansę powstania nowego działu nauki o eksploatacji a mianowicie **teorii eksploatacji**.

Dotychczas w kształceniu kadry technicznej dużą uwagę zwraca się na sposoby użytkowania i technologię napraw urządzeń traktowanych jednostkowo. Zbyt mało mówi się natomiast o problemach eksploatacji całych parków maszynowych. Właśnie ta nowo powstająca gałąź wiedzy nazywana teorią eksploatacji obejmowałaby problemy techniczne i organizacyjno-ekonomiczne związane z eksploatacją dużej liczby urządzeń.

Jednakże generalnym celem symposium było zbliżenie teorii do potrzeb praktycznej działalności i zaprezentowanie wyników badań teoretycznych i eksperymentalnych tym, którzy kierują procesem eksploatacji na co dzień.

Zgłoszone tematy referatów objęły szeroki zakres problemów i zagadnień. Pozwoliło to stwierdzić, czym już teraz zajmuje się nauka o eksploatacji urządzeń.

Program obrad obejmował zreferowanie 60 oryginalnych prac naukowo-badawczych.

Referaty generalne wygłosili:

doc. dr inż. Stanisław Piasecki: *Organizacyjne aspekty eksploatacji urządzeń,*

doc. dr inż. Michał Hebda: *Główne kierunki badawcze w zakresie eksploatacji technicznej,*

doc. dr Szymon Firkowicz: *Problemy teorii niezawodności i diagnostyki technicznej*,  
dr fil. mgr inż. Józef Konieczny: *O potrzebie uogólnienia problemów eksploatacji*.

Referaty zostały opublikowane w postaci specjalnych Zeszytów Prac Zespołu Teorii Eksploatacji. Pierwszy ich tom pt. „Eksploatacja Ogólna” zawiera referaty omawiające problemy eksploatacji grupy urządzeń, drugi tom pt. „Eksploatacja Techniczna” zawiera referaty omawiające problemy eksploatacji pojedynczego urządzenia.

Tom trzeci będzie zawierał materiały posympozyjne.

W symposium wzięło udział ponad 300 specjalistów różnych resortów gospodarki narodowej: pracownicy nauki, przedstawiciele przemysłu i administracji.

### **Problematyka lotnicza na II Symposium Eksploatacji i Urządzeń Technicznych**

Eksploatacja sprzętu lotniczego jest od dawna przedmiotem wnikliwych obserwacji, badań teoretycznych i eksperymentalnych. Znalazło to swoje odbicie w obradach symposium. Na 60 referatów 10 wprost dotyczyło eksploatacji sprzętu lotniczego; dalszych 20 ze względu na swój ogólny charakter na pewno zainteresuje liczne grono eksploatatorów lotniczych.

Poniżej omówiono referaty dotyczące lotniczych problemów eksploatacji.

B. Wiślicki, R. Krzyżanowski: *Możliwości oceny niektórych charakterystyk eksploatacyjnych paliw do silników odrzutowych*

Osiągi, niezawodność pracy i trwałość silnika i układu paliwowego zależą od własności eksploatacyjnych paliw. Wymienia się takie własności, jak odporność na utlenianie, skłonność do tworzenia nagarów i korozyjność paliw. Duży wpływ na te własności mają węglowodorowe składniki paliw oraz jakość surowców i technologii wytwarzania. Badania ustaliły wpływ poszczególnych grup węglowodorów na własności paliw. Badania prowadzono według omawianej w referacie metodyki. Umożliwia ona porównanie paliw tego samego typu, wytwarzanych z różnych surowców za pomocą różnych metod produkcyjnych z paliwami wzorcowymi. Wyniki takich badań pozwalają pomijać lub ograniczać bardzo kosztowne próby silnikowe na hamowni przeprowadzane przed dopuszczeniem paliwa do próbnej eksploatacji.

Z. Stelmaszczyk: *Rozpoznanie uszkodzeń lotniczych silników turbinowych z postaci przebiegu parametrów procesów przejściowych\**

W praktyce użytkowania lotniczych silników turbinowych występują skomplikowane uszkodzenia przejawiające się wyłącznie w określonych warunkach zewnętrznych. Warunkiem umożliwiającym rozpoznanie uszkodzeń jest pełna informacja o związkach między postacią przebiegów parametrów a stanem technicznym silnika turbinowego. Informacja ta może być dana jako zbiór przebiegów, z których każdy reprezentuje określoną grupę stanów. Postępowanie przy ocenie stanu technicznego sprowadza się do porównania przebiegów parametrów otrzymanych z badanego silnika turbinowego z odpowiednimi przebiegami wzorcowymi i oceny stopnia ich zgodności. Opracowane w ITWL urządzenie diagnostyczne umożliwia rozpoznanie uszkodzeń lotniczych silników turbinowych z przebiegu parametrów procesów przejściowych. Przyczyniło się ono do rozszerzenia informacji diagnostycznej oraz sprecyzowania programu badań w przypadkach szczególnie skomplikowanych.

J. Lewitowicz: *Zastosowanie defektoskopii izotopowej w eksploatacji sprzętu lotniczego*

Defektoskopia izotopowa (radiografia) stanowi jedną z niszczących metod badawczych. Stosuje się ją nie tylko w

procesie kontroli produkcji, ale także w procesie eksploatacji sprzętu. Umożliwia ona kontrolę stanu takich obiektów jak np. silniki bez konieczności wykonywania demontażu mechanicznego. W referacie omówiono radiograficzne badania silników lotniczych i płatowca; podaje się przykłady badań. Ponieważ w kraju dysponuje się dużym asortymentem defektoskopów izotopowych i źródeł, stwarza to dogodne warunki techniczne do pełnego wykorzystania w lotnictwie metod defektoskopii izotopowej.

J. E. Kaniewski, B. Starosta: *Zastosowanie teorii diagnostyki technicznej w lotniczej praktyce eksploatacyjnej*

Podkreślając stały jakościowy i ilościowy wzrost zastosowań lotnictwa w gospodarce narodowej omówiono znaczenie i istotę diagnostyki technicznej w przypadku sprzętu lotniczego. Działalność diagnostyczną prowadzi się w tzw. systemie diagnostycznym obejmującym sprzęt lotniczy jako obiekt diagnostyki, technikę diagnostyczną i diagnostera wydającego diagnozę o stanie niezawodnościowym sprzętu. Możliwe są następujące typy diagnozy: decyzja o zdatności, prognoza zdadności i geneza niezdatności. Zarys problematyki teorii diagnostyki technicznej podkreśla rolę człowieka w konkretnym systemie diagnostycznym, i znaczenie działań optymalizacyjnych dla takiego dopasowania elementów systemu diagnostycznego, aby przy przyjętym kryterium efekty techniczno-ekonomiczne uzyskiwane w systemie obsługi sprzętu lotniczego były największe. Diagnostyka techniczna unowocześnia metody i środki obsługi sprzętu lotniczego w skomplikowanych warunkach jego eksploatacji.

A. Mrzygłód: *Przykład ustalania zakresu obsługi technicznej urządzeń na podstawie badań zawodności osprzętu samolotów*

Jednym z podstawowych warunków zabezpieczenia niezawodnej pracy urządzeń lotniczych jest zapobieganie powstawaniu niesprawności przez wykonywanie okresowych przeglądów i pomiarów parametrów urządzeń. Podstawowe informacje o niesprawnościach umożliwiają określenie potrzebnego zakresu obsługi i częstotliwości kontroli. W pewnych okolicznościach przy podejmowaniu decyzji o zmianie zakresu obsługi urządzeń osprzętu stosuje się jednorazowe ankietowe rozpoznanie stanu technicznego urządzeń będących w eksploatacji oraz metodę testowej opinii użytkowników na temat zakresu obsługi.

J. Jaźwiński, M. Sikorski, W. Wieremiejczyk: *Metodyka przybliżonego obliczania niezawodności i optymalnego zestawu eksploatacyjnego*

W wojskach lotniczych zorganizowano system sprawozdawczy o uszkodzeniach wyposażenia samolotów. Informacje o uszkodzeniach — zestawione w kartach sprawozdawczych — umożliwiają wyznaczenie interesujących badacza i użytkownika osprzętu lotniczego wskaźników niezawodności. W referacie omówiono metodykę szacowania tych wskaźników i planowania zestawów eksploatacyjnych. Zestaw taki złożony z określonej liczby elementów różnych rodzajów ma wystarczyć z narzuconym prawdopodobieństwem do zabezpieczenia eksploatacji sprzętu. Przy wyborze liczby zestawów przyjmuje się jako kryterium prawdopodobieństwo wystarczalności bądź koszty zestawu.

A. Łukaszyk: *Erozja pokryw grzejnych elementów optycznych w złożonych układach automatyki pracujących na statkach powietrznych*

Dla zabezpieczenia przed kondensacją pary wodnej na elementach optycznych stosowane jest ogrzewanie tych elementów za pomocą grzejników elektrycznych. Dla omawianego typu grzejnika zbadano przyczyny uszkodzeń i opisano zjawisko erozji miejscowej wywołanej elektrolizą. Ponieważ nie można tego zjawiska wyeliminować pozostaje regeneracja grzejników na drodze ponownego nałożenia warstwy oporowej.

A. Podgórski, R. Sypnik: *Praktyczne metody planowania racjonalnego wykorzystania obiektów technicznych na przykładzie statków powietrznych*

Utrzymanie gotowości statków powietrznych osiąga się przez wykorzystanie współczesnych środków i metod technicznej

\* Artykuł na ten temat był drukowany w „Technice Lotniczej i Astronautycznej” 1969 nr 6.



eksploatacji. Podstawą działań obsługowych są obliczenia eksploatacyjne. Pozwalają one określić liczbę sprawnych samolotów, maksymalne natężenie lotów i czasy trwania zasadniczych czynności przygotowawczych. W referacie podano zasadnicze wzory obliczeń eksploatacyjnych.

#### A. Milkiewicz: *Zarys metodyki badania wypadków lotniczych*

Zapobieganie wypadkom lotniczym jest tylko wtedy skuteczne, gdy skierowane jest ono na walkę z rzeczywistymi przyczynami wypadków. W referacie określono pojęcie wypadku lotniczego, omówiono organizację przeprowadzania badań wypadków lotniczych i podano zarys metodyki badania wypadku lotniczego. Podaje się w niej m.in. warunki badań, przebieg postępowania eksperta w poszczególnych etapach badania wypadku lotniczego, źródła informacji o wypadku i jego dokumentację. Wnioski profilaktyczne powinny prowadzić do wykluczenia w przyszłości podobnego wypadku. Jeśli przyczyną wypadku była zła praca sprzętu z powodu niewłaściwej technicznej obsługi statku powietrznego, wówczas wnioski dotyczą organizacji pracy i wyszkolenia technicznego personelu, a niekiedy również instrukcji obsługi statku powietrznego, zarządzeń władz technicznych itp. Profilaktyka w zakresie produkcji i napraw sprzętu dotyczy zmian konstrukcyjnych, technologicznych i materiałowych.

#### Wyniki i wnioski sympozjum

Uczestnicy II Sympozjum z zadowoleniem stwierdzili zwiększanie się zainteresowania zagadnieniami eksploatacji urządzeń technicznych, uznali oni, że sympozjum umożliwiło wymianę poglądów i doświadczeń między naukowcami i praktykami, a także umożliwiło zapoznanie się z najnowszymi osiągnięciami w zakresie problematyki eksploatacji urządzeń technicznych. Z referatów i dyskusji wynika, że zapotrzebowanie gospodarki narodowej na rozwiązywanie zagadnień dotyczących eksploatacji wzrasta i problematyka ta znajduje coraz szersze zrozumienie u konstruktorów i technologów budowy urządzeń technicznych.

Prace badawcze i wdrażanie nowych osiągnięć z tego zakresu są jednak nadal niewystarczające. Powoduje to w rezultacie niezadowalający stan maszyn i urządzeń pod względem trwałości i niezawodności, nieekonomiczną gospodarkę często bardzo drogich urządzeń oraz zwiększenie zużycia energii. Rosnące wymagania w zakresie eksploatacji urządzeń technicznych, spowodowane postępowaniem, skomplikowaniem i kompleksowością zespołów współpracujących w urządzeniu, powodują, iż ich właściwą eksploatację pod względem technicznym i ekonomicznym może zapewnić obecnie jedynie personel mający odpowiednie przygotowanie.

Uczestnicy II Sympozjum nie dostrzegają istotnych postępów w realizacji następujących postulatów Uchwały I Sympozjum Eksploatacji Maszyn i Urządzeń Mechanicznych, a dotyczących:

- opracowania ujednoczonych programów nauczania w szkołach średnich i wyższych oraz organizacji kierunków studiów kształcących specjalistów eksploatacji;
- włączenia zagadnień z podstaw eksploatacji do programów nauczania kierunków studiów konstrukcyjnych i technologicznych;
- prowadzenia skoordynowanych w skali krajowej badań dotyczących wpływu czynników eksploatacyjnych

## UTWORZENIE ZAKŁADU DOŚWIADCZALNEGO PRZY WSK W MIELCU

Organ Komitetu Zakładowego PZPR WSK w Mielcu „Głos Załogi” zamieścił informację o utworzeniu przy Wytwórni Sprzętu Komunikacyjnego w Mielcu Zakładu Doświadczalnego. Powołany do życia decyzją Ministra Przemysłu Maszynowego Zakład Doświadczalny będzie wykonywał modele i prototypy, a także krótkie serie informacyjne samolotów, wysokopiętnych silników spalinowych oraz aparaty paliwowej do silników wysokopiętnych. Jego działalność będzie oparta o opracowywaną dokumentację własną lub otrzymaną z innych jednostek gospodarki społecznej. Prowadzone będą również próby i długofalowe badania nowych opracowań technicznych oraz prace związane z wdrażaniem projektów wynalazczych. Dyrektorem Zakładu Doświadczalnego mianowany został mgr inż. K. Szaniaw-

ski, absolwent Wydziału Mechaniczno-Technologicznego Politechniki Warszawskiej. Z WSK Mielec związany jest od roku 1957, pracując kolejno na stanowiskach: technologa, starszego technologa, zastępcy kierownika wydziału, a od roku 1965 na stanowisku głównego technologa do spraw produkcji lotniczej. Kierowany przez niego w ciągu ostatnich 4 lat pion technologiczny należy do produkujących służb w przedsiębiorstwie, legitymując się najlepszymi wynikami wykonania planu techniczno-ekonomicznego oraz zakładowego współzawodnictwa pracy. Dzięki tym wynikom uzyskał tytuł „Wydziału Pracy Socjalistycznej”. Za wybitne zasługi dla przedsiębiorstwa dyr. K. Szaniawski został odznaczony Srebrnym Krzyżem Zasługi.

Wasz korespondent  
Stanisław Orczykowski

na sprawność mechaniczną i trwałość maszyn i urządzeń mechanicznych;

d) zintensyfikowania informacji na tematy naukowo-badawcze oraz praktycznych osiągnięć dotyczących eksploatacji maszyn.

Częściowo został zrealizowany postulat dotyczący prowadzenia badań podstawowych i eksploatacyjno-statystycznych przy ścisłej współpracy placówek naukowych z jednostkami gospodarki narodowej.

Obrady II Sympozjum nad zagadnieniami eksploatacji urządzeń technicznych pozwoliły sformułować następujące wnioski:

1. **Zapotrzebowanie w gospodarce narodowej na inżynierów specjalności eksploatacji urządzeń przekracza znacznie zapotrzebowanie na inżynierów konstruktorów i technologów, w związku z tym postuluje się potrzebę opracowania ujednoczonych programów nauczania w technicznych szkołach średnich i wyższych oraz organizowania kierunków profilujących techników, inżynierów i ekonomistów specjalności eksploatacji urządzeń technicznych.**

2. **Zagadnienia z podstaw eksploatacji włączyć do programów nauczania wydziałów konstrukcyjnych, technologicznych i ekonomicznych uczelni średnich i wyższych oraz zorganizować kursy szkoleniowe dla personelu kierowniczego kontroli technicznej i biur konstrukcyjnych kluczowych zakładów, dla zapoznania z problemami eksploatacji produkowanych wyrobów i nowoczesnymi metodami badań jakości.**

3. **Istnieje konieczność ścisłej koordynacji i wzajemnej informacji o pracach z zakresu eksploatacji prowadzonych w różnych instytucjach i placówkach naukowo-badawczych oraz potrzeba wdrażania naukowych metod eksploatacji we wszystkich dziedzinach techniki i gospodarki narodowej i wydawania specjalistycznego periodyku poświęconego problematyce eksploatacji.**

4. **Urządzenia ze wszystkich dziedzin techniki należy objąć badaniami statystycznymi w celu ustalenia ich rzeczywistej trwałości i niezawodności oraz technicznie uzasadnionego zakresu ich obsługi.**

5. **Należy rozwijać, popularyzować i dążyć do najszerzego wdrożenia nowoczesnych metod diagnostyki technicznej we wszystkich dziedzinach gospodarki narodowej.**

6. **Istnieje konieczność bardziej skutecznego i skoordynowanego kontynuowania prac w zakresie uporządkowania nazewnictwa eksploatacji urządzeń technicznych.**

W związku z coraz dynamiczniej rozwijającą się problematyką eksploatacji proponuje się, aby oprócz organizowanych co 3—4 lata sympozjów ogólnokrajowych, dokonujących przeglądów dorobku we wszystkich dziedzinach eksploatacji, organizować systematyczne seminaria branżowe i problemowe. W celu bliższego związania prac badawczych z potrzebami praktyki na kolejnych organizowanych sympozjach i seminariach eksploatacji nieodzowny jest aktywny udział prócz przedstawicieli placówek naukowych również bezpośrednich użytkowników urządzeń oraz organizatorów eksploatacji.

II Sympozjum Eksploatacji Urządzeń Technicznych było przyczynkiem grona eksploataatorów do realizacji uchwały II plenum KC PZPR o nowych metodach planowania i realizacji zadań gospodarczych przez naukę i technikę.

*W transporcie lotniczym przewozy dalekiego zasięgu wykazują znacznie większą dynamikę rozwoju niż przewozy krótkiego i średniego zasięgu. Z podziału przewozów lotniczych dalekiego zasięgu na poszczególne potoki przewozowe wynika z kolei, że największą wartość reprezentują przewozy między Ameryką Północną a Europą. Opierając się na tym stwierdzeniu w artykule wykazano, że jedynym sposobem zwiększenia udziału Polskich Linii Lotniczych „Lot” w pracy przewozowej w ruchu lotniczym z Polski i do Polski (udział ten wynosi obecnie tylko ok. 30%) jest uruchomienie linii lotniczej do Stanów Zjednoczonych, a w dalszej przyszłości — w kierunku Środkowego i Dalekiego Wschodu, Afryki, Ameryki Południowej i Australii.*

## SYTUACJA POLSKI NA RYNKU LOTNICZYCH PRZEWOZÓW PASAŻERSKICH DALEKIEGO ZASIĘGU\*

Przed przystąpieniem do próby określenia możliwości polskiej komunikacji lotniczej na światowym rynku przewozów pasażerskich dalekiego zasięgu wypada poświęcić trochę miejsca ogólnej charakterystyce tej gałęzi transportu.

W rozważaniach niniejszych świadomie pominięte zostały zagadnienia lotniczych przewozów towarowych, bo chociaż ostatnio rozwój ich jest bardzo dynamiczny, to jednak w dalszym ciągu transport lotniczy jest w decydującej mierze transportem pasażerskim (wg danych ICAO w 1967 r. przewozy pasażerskie stanowiły 73,7% pracy przewozowej, a wpływy za te przewozy — 77,7% całych wpływów światowego transportu lotniczego).

W okresie dziesięciolecia 1946—1955 światowe przewozy pasażerskie wzrosły ponad trzykrotnie (19,1 mln pasażerów w 1946 r. i 70,3 mln w 1955 r.). W następnym dziesięcioleciu zjawisko to się powtórzyło i w 1965 r. liczba przewiezionych pasażerów osiągnęła 222 mln. W 1967 r. przewiezionych zostało blisko 300 mln pasażerów, a według szacunkowego rachunku wpływy z przewozów lotniczych państw członkowskich ICAO wyniosły 12,5 mld dolarów.

Jakie są dalsze perspektywy rozwoju pasażerskich przewozów lotniczych? Nie warto w tym miejscu wdawać się w rozpatrywanie różnic pomiędzy różnymi prognozami dotyczącymi przyszłego tempa rozwoju przewozów lotniczych. Prognoz tych jest wiele, sporządzano je w rozmaitych okresach. Badania prognostyczne prowadzone są przez producentów sprzętu, zarządy portów lotniczych, przedsiębiorstwa lotnicze, wreszcie przez organizacje lotnicze (IATA, ICAO). Jedną z bardziej trafiających do przekonania wydaje się prognoza podana w 1967 r. przez ICAO dla państw członkowskich. Zakłada ona, że światowe przewozy lotnicze wzra-

stać będą do 1980 r. w tempie około 14% rocznie, co oznacza, że mniej więcej co pięć lat wartość ich ulegać będzie podwojeniu. Tak więc w 1980 r. przewozy pasażerskie wyrażałyby się liczbą około 850 mln pasażerów.

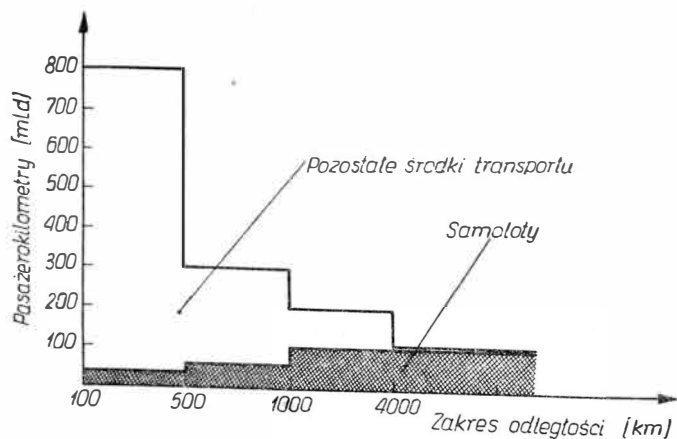
Tak szybki wzrost przewozów lotniczych znajduje swe uzasadnienie w wielu czynnikach: ekspansja demograficzna (w 1930 r. ludność świata liczyła 2 miliardy, w 1980 r. osiągnie 4 miliardy, a prognoza za rok 2000 przewiduje 7 miliardów); postępujące uprzemysłowienie gospodarki światowej, a co za tym idzie znaczne ożywienie międzynarodowej wymiany gospodarczej, wzrost konsumpcji indywidualnej i na jej tle szybko dokonujący się rozwój turystyki. W odpowiedzi na rosnące zapotrzebowanie transport lotniczy oferuje coraz szybsze i wygodniejsze samoloty oraz — co jest bardzo ważnym elementem oddziaływania na rynek — stosuje elastyczne taryfy, przystosowane do potrzeb pasażerów.

Według szacunku dokonanego przez prof. Tarskiego w oparciu o źródła radzieckie udział samolotów w obsłudze światowego ruchu pasażerskiego w 1964 r. wyniósł 3,6% całej pracy przewozowej. Liczba ta przedstawia jednak wartość średnią, obrazującą udział całego lotniczego ruchu pasażerskiego (a więc przewozów krótkiego, średniego i dalekiego zasięgu) w całości światowych przewozów pasażerskich (samochodowych, kolejowych, morskich). Udział ten waha się od ok. 4% na odcinkach 100—500 km do blisko 100%, a więc całkowitego niemal monopolu przewozów lotniczych na odcinkach powyżej 4000 km. Sytuację tę ilustruje rysunek 1.

W samym transporcie lotniczym przewozy dalekiego zasięgu rozwijają się szybciej niż przewozy krótkiego i średniego zasięgu. Dowodem tego jest stałe wydłużanie się przeciętnej odległości przewozu, która wg ICAO w 1957 r. wynosiła 950 km, a w 1967 r. — 1170 km. Syntetyczna prognoza rozwoju przewozów lotniczych dalekiego zasięgu zilustrowana jest na rysunku 2.

Dla toku dalszego wywodu konieczne jest wyodrębnienie z całości światowych przewozów lotniczych przewozów międzynarodowych dalekiego zasięgu i podzielenie ich na poszczególne potoki przewozowe.

\* Artykuł opracowany w oparciu o referat na konferencję naukowo-techniczną „Lotnictwo komunikacyjne dalekiego zasięgu” zorganizowaną przez SITK w dn. 2—3 października 1969 r.; w artykule wykorzystano wykresy zamieszczone w referacie generalnym na konferencji, który przygotował mgr inż. T. Kostia.



1. Udział samolotów w światowych przewozach pasażerskich na odcinkach powyżej 100 km \*

Gdy chodzi o stan dotychczasowy, niestety najbardziej aktualne dane na ten temat pochodzą z 1965 r. i mają charakter szacunkowy, ponieważ nie jest możliwe zgromadzenie w skali światowej dostatecznie jednorodnych danych statystycznych, które by umożliwiały bieżące i dokładne określenie przewozów dalekiego zasięgu. Tak więc — jak już wspomniano na wstępie — w 1965 r. światowe przewozy lotnicze wyrażały się liczbą 220 mln pasażerów. Około 18,5% tej liczby stanowili pasażerowie linii zagranicznych (tj. 41 mln pasażerów). Wśród tych 41 milionów 16,5 mln stanowili pasażerowie na liniach międzykontynentalnych, przewiezieni na następujących trasach:

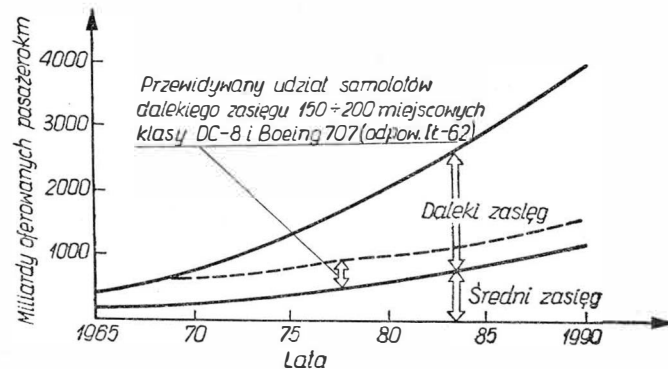
Tablica 1

**Podział światowych lotniczych przewozów międzykontynentalnych wg potoków 1965 r.\***

Określenie potoków przewozowych	Pasażerowie (tys.)	%
Amerika Północna — Ameryka Łacińska w tym	<b>5337</b>	32,31
— Karaiby, Meksyk, Ameryka Środkowa	4790	29,00
— Ameryka Południowa	547	3,31
Amerika Północna — Europa	<b>4091</b>	24,77
Amerika Północna — Pacyfik, w tym:	<b>2210</b>	13,38
— Hawaje	1429	8,65
— Daleki Wschód	600	3,63
— Australia i Oceania	181	1,10
Europa — Afryka	<b>1754</b>	10,62
Europa — Środkowy Wschód	<b>1568</b>	9,50
Półwysep Indyjski — Daleki Wschód	<b>445</b>	2,70
Środkowy Wschód — Półwysep Indyjski	<b>509</b>	3,08
Europa — Ameryka Łacińska	<b>329</b>	1,99
Inne potoki przewozowe	273	1,65
<b>Razem</b>	<b>16 516</b>	<b>100,00</b>

\* Według Biuletynu ITA 1969, nr 1 na podstawie danych firmy Boeing.

Dla ustalenia przewozów dalekiego zasięgu należałoby pomniejszyć przewozy międzykontynentalne o 4,8 mln pasażerów (ruch pomiędzy Ameryką Północną a Karaibami, Meksykiem i Ameryką Środkową). Tak więc dla 1965 r. rynek pasażerskich przewozów dalekiego zasięgu wyrażał się liczbą 11,7 mln pasażerów, co stanowi ponad 28% pasażerów przewiezionych na liniach zagranicznych.



2. Prognoza rozwoju lotniczych przewozów dalekiego zasięgu \*\*

Spośród uwidoczniwionych w podanej wyżej tablicy potoków przewozowych największą wartość (ponad 4 mln pasażerów) reprezentują przewozy między Ameryką Północną a Europą. Ponad 40% całego ruchu międzykontynentalnego Stanów Zjednoczonych to ruch do Europy, w ponad 90% obsługiwany samolotami. Ruch do Ameryki Północnej stanowi ponad 50% całości europejskich międzykontynentalnych przewozów lotniczych. Udział transportu morskiego w przewozach północnoatlantyckich jest nieznaczny i stale maleje.

Ruch północnoatlantycki — zarówno morski jak i lotniczy — to ruch między Stanami Zjednoczonymi i Kanadą a Europą. Zaledwie 15% tego ruchu stanowi ruch między Kanadą a Europą, a 85% to przewozy między USA a Europą.

W okresie dwudziestolecia 1947—1967 udział przewozów lotniczych w obsłudze ruchu północnoatlantyckiego wzrósł z 30% w 1949 r. do 50% w 1957 r. a w dziesięć lat później — w 1967 r. wyniósł już 91%.

Nawet gdyby nie następował (występujący od paru lat) dalszy spadek przewozów morskich, udział ich w całości ruchu pasażerskiego i tak będzie malał przy założonym tempie wzrostu przewozów lotniczych. Według ostrożnych dość przewidywań ICAO dalszy rozwój lotniczych przewozów pasażerskich przez Atlantyk następować będzie w tempie ok. 13% rocznie. Przy tym założeniu w 1975 r. trasą północnoatlantycką przeleci ponad 15 milionów pasażerów.

Wypada teraz odpowiedzieć na pytanie, jak na tle tak przedstawionej sytuacji w światowym transporcie lotniczym prezentuje się polskie lotnictwo komunikacyjne.

Cały rynek przewozów z Polski i do Polski obsługiwany jest przez Polskie Linie Lotnicze „Lot” wspólnie z obcymi przewoźnikami. W ostatnich latach przewozy pasażerskie z Polski i do Polski w lotach regularnych i nieregularnych łącznie przedstawiały się następująco:

Nieomal cały ten ruch odbywa się na odcinkach europejskich (z wyjątkiem dwóch pozaeuropejskich linii „Lotu” — do Kairu i Bejrutu). Nie oznacza to jednakże, że pochodzi on w całości z rynku europejskiego. Przewozy dalekiego zasięgu przekazywane są w obrębie

\* Według danych opublikowanych przez Instytut Transportu Lotniczego w Paryżu Biuletyn 44 nr 68

\*\* Według danych opublikowanych przez Instytut Transportu Lotniczego w Paryżu Biuletyn 68 nr 29

Tablica 2

Rok	Tys. pasażerów			Udział „Lotu” [%]
	„Lot”	przewoźnicy obcy	razem	
1960	57,8	44,7	102,5	56,6
1961	68,8	44,9	113,7	60,5
1962	87,8	48,9	136,7	64,2
1963	90,3	53,0	143,3	63,0
1964	112,4	64,2	176,6	63,6
1965	135,8	83,8	219,6	61,8
1966	188,6	92,5	281,1	67,1
1967	226,3	97,7	324,0	69,8
1968	221,8	101,9	323,7	68,5

Europy na linii „Lotu” lub linie obcych przewoźników utrzymujących komunikację lotniczą z Polską.

Próby oceny kierunkowej struktury rynku przewozów pasażerskich dokonano na przykładowo wybranym 1967 r., w którym poszczególne potoki przewozowe (w tys. pasażerów) przedstawiały się jak następuje.

Tablica 3

Obszar geograficzny	„Lot”	Przewoźnicy obcy	Razem
Europa	178,6	58,6	237,2
Ameryka Płn.	23,5	21,0	44,5
Ameryka Płd. Śr.	3,4	2,9	6,3
Afryka	6,3	5,4	11,7
Bliski Wschód	7,7	3,9	11,6
Azja	5,7	4,9	10,6
Australia	1,1	1,0	2,1
Razem	226,3	97,7	324,0

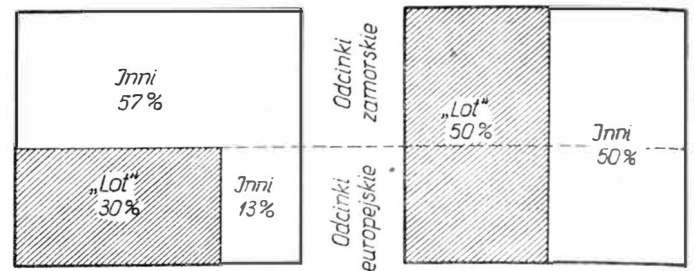
Tak więc w liczbie przewiezionych z Polski i do Polski pasażerów „Lotu” partycypuje w około 2/3. Przy obliczaniu jednakże rzeczywistych udziałów należy uwzględnić fakt, że „Lotu” nie dociera do punktów, w których zaczyna się bądź kończy ruch.

Jeżeli jako dodatkowy element obliczenia przyjmie się odległości między punktami rozpoczęcia bądź zakończenia podróży a Polską, to wartość pracy przewozowej przedstawiać się będzie następująco:

Tablica 4

Kierunek podróży z Polski i do Polski w 1967 r ( „Lot” + przewoźnicy obcy)	Pasażerowie		Praca przewozowa	
	liczba pasażerów [tys.]	%	pas. km [mln]	%
Europa	237,2	73,2	237,2	27,8
Ameryka Północna	44,5	13,7	333,7	39,2
Inne kraje zamorskie	42,3	13,1	281,0	33,0
Razem	324,0	100,0	851,0	100,0

Cały rynek przewozów lotniczych z Polski i do Polski wyraża się więc sumą ponad 850 mln pasażerokilometrów; w roku 1967 „Lotu” wykonał jednakże zaledwie 265 mln pasażerokilometrów, gdyż linie jego nie docierają do punktów, w których zaczyna się bądź kończy ruch.



3. Podział pracy przewozowej w ruchu z Polski i do Polski

Tak więc rzeczywisty udział „Lotu” w obsłudze rynku wynosił nie 2/3 lecz poniżej 1/3 (31,1%). Przewaga w liczbie przewożonych pasażerów utrzymywana przez „Lotu” od wielu lat na odcinkach europejskich jest niepełną rekompensatą za przekazywanie pasażerów na obce linie dalekiego zasięgu. Ilustracją przedstawionej powyżej sytuacji jest rys. 3.

Według opracowywanych w PLL „Lotu” prognoz ocenia się, że liczba pasażerów lotniczych z Polski i do Polski zwiększać się będzie w tempie średnio 16% rocznie aż do 1975 roku. Oznacza to, że w 1975 r. liczba ta wyniesie ok. 1060 tys. pasażerów.

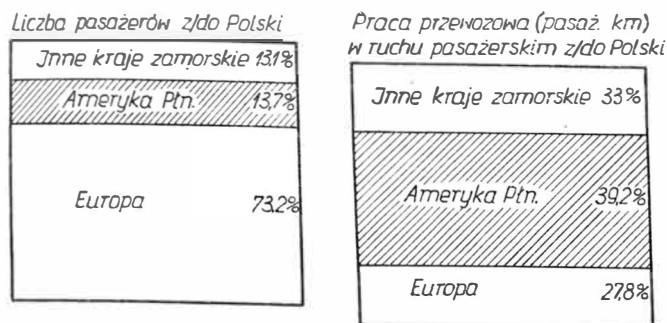
Przewiezienie tych wszystkich pasażerów do punktów docelowych oznaczałoby wykonanie ok. 2850 mln pasażerokilometrów w ruchu z Polski i do Polski (z prognozy wyłączone ruch pomiędzy krajami trzecimi, który wynosi poniżej 10% przewozów zagranicznych), uwzględniono natomiast zmiany struktury przewozów w sensie zwiększenia się udziału przewozów dalekiego zasięgu.

Teoretycznie każde państwo może się domagać tego, by jego przewoźnicy lotniczy wykonywali co najmniej połowę pracy przewozowej w ruchu z zagranicą. Gdyby się to udało zrealizować w przypadku Polski, praca przewozowa jaką musiałaby wykonać „Lotu” w 1975 r. wyniosłaby 1425 mln pkm, a więc byłaby większa ponad 5,4 raza od wykonanej w omawianym 1967 r. Oznaczałoby to wzrost pracy przewozowej w okresie 8 lat w tempie ok. 23% rocznie, co byłoby zadaniem napiętym, jeżeli nawet okazałoby się możliwe w świetle umów lotniczych i warunków określających dostęp do rynku.

Oczywiście warunkiem osiągnięcia takiego wzrostu przewozów byłoby uruchomienie linii dalekiego zasięgu w kierunkach wyznaczonych przez podstawowe potoki ruchu pasażerskiego, a więc w kierunku Ameryki Płn., Środkowego i Dalekiego Wschodu, Afryki, a w dalszej perspektywie w kierunku Ameryki Płd. i wreszcie również do Australii.

Przy nierozwijaniu sieci linii i utrzymywaniu na obecnej sieci tempa wzrostu średnio 15% rocznie w 1975 r. udział „Lotu” w obsłudze rynku zamiast wzrosnąć spadłby do ok. 285% (ok. 810 mln pkm przy ogólnej pracy przewozowej równej 2850 mln tkm).

Utrzymanie 15% tempa wzrostu przy obsługiwaniu w zasadzie tylko linii europejskich byłoby jednak trudne, chociaż przy nieuruchamianiu linii dalekiego zasięgu, a co za tym idzie niewpuszczaniu także do Polski obcych przewoźników obsługujących takie linie (o ile to możliwe przy przewidywanych naciskach), „Lotu” w dalszym ciągu mógłby zachować pewną przewagę w lic-



4. Struktura kierunkowa ruchu z Polski i do Polski. „Lot” i inni (1967 r.)

bie przewożonych pasażerów w zamian za przekazywanie przewozów na obce linie dalekiego zasięgu. Malaby jednak w takiej sytuacji i tak niski udział „Lotu” w obsłudze całego rynku (z ok. 31% w 1967 r. do ok. 28% w 1975 r., bowiem wzrastająca liczba przewozów dalekiego zasięgu w całości obsługiwana byłaby przez towarzystwa obce poprawiające również swoją pozycję w przewozach lokalnych. Ponadto utrzymywanie się wyłącznie na sieci krótkiego i średniego zasięgu (sieć europejska) stwarza problemy natury ekonomicznej. Jednostkowe wyniki eksploatacyjne sprzętu średniego i krótkiego zasięgu są z reguły gorsze od wyników jednostkowych sprzętu dalekiego zasięgu. Tak więc przy utrzymującej się tendencji do nieznacznej, ale stałej obniżki taryf towarzystwu nie mającemu własnych linii dalekiego zasięgu coraz trudniej będzie sprostać konkurencji ekonomicznej partnerów wykonujących przewóz na trasach dłuższych, przy mniejszym jednostkowym koszcie własnym.

Jakie w tej sytuacji — z punktu widzenia możliwości rynkowych — mogą być kierunki ekspansji polskiego transportu lotniczego? Odpowiedź na to pytanie zawarta jest w zamieszczonej powyżej tabelicy, wskazującej wyraźnie na Amerykę Północną, a dalej na inne kraje zamorskie. Rysunek stanowi dodatkową ilustrację tych możliwości rozwojowych.

W ogólnej liczbie pasażerów w ruchu dalekiego zasięgu, którzy w obrębie Europy trafiają na linie „Lotu” największy jest udział pasażerów północnoatlantyckich. Wśród innych kierunków dalekiego zasięgu ten właśnie stanowi potencjalnie największe źródło możliwej do wykonania pracy przewozowej, która znacznie wpłynęłaby na poprawę udziału „Lotu” w obsłudze rynku. Obok zamieszczono tablicę ilustrującą rozwój przewozów północnoatlantyckich z Polski i do Polski od 1961 r. wraz z prognozą do 1980 r. W prognozie zakładano, że w 1970 r. uruchomione zostaną pierwsze rejsy przez Północny Atlantyk, a od 1971 r. obsługiwana już będzie regularna linia przez cały rok. Wraz z przystąpieniem „Lotu” do eksploatacji linii założono uruchomienie regularnej linii przez przewoźnika północnoamerykańskiego.

Łączny ruch wszystkimi środkami lokomocji między Polską a Stanami Zjednoczonymi wyniósł w 1967 r. ponad 50 tys. przejazdów jednokierunkowych. Poza niezłym odsetkiem ruchu samochodowego bądź kolejowego około 15% tej liczby przypadło na żeglugę (PLO). Ponieważ jednak światowe przewozy morskie na Atlantyku Północnym stale maleją, zakłada się, że jeśli wartość przewozów PLO utrzyma się na poziomie

1967 r. udział ich w całości ruchu będzie stale malał i w 1975 r. wyniesie około 7%. Na marginesie można tu dodać, że Polska jest jedynym krajem, który utrzymując regularną linię żeglugową przez Północny Atlantyk nie ma jednocześnie własnego połączenia lotniczego.

Wszystkie przedstawione wyżej prognozy dotyczące przewozów lotniczych wskazują tylko na określone tendencje i nie można podanych w nich wartości liczbowych traktować jako bezwzględnie ścisłe, ponieważ na kształtowanie się wzrostu przewozów wpływają liczne czynniki, nie dające się nieraz przewidzieć, ani wymierzyć. Wzrost przewozów może się okazać znacznie szybszy w przypadku poprawy sytuacji międzynarodowej albo w razie powstania w kraju warunków do rozwoju turystyki międzynarodowej. Poza tym wszelkie prognozy dokonywane są przy jakichś określonych założeniach dotyczących programu eksploatacji linii własnych i linii partnerów oraz — co się z tym wiąże — przy określonych założeniach sprzętowych. Jeżeli te założenia się zmieniają, co ma miejsce często i co jest niekoniernie zależne od programującego przedsiębiorstwa, zmieniają się także rozmiary ruchu, chociażby tylko tranzystowego (a więc zależnego tylko od zaofiarowania odpowiednich połączeń). Wreszcie przy stosunkowo dużej elastyczności popytu na usługi przewozu lotniczego ze względu na cenę przewozu (wyrażającą się w niektórych kategoriach ruchu wg oceny ICAO w przypadku sezonowego ruchu atlantyckiego wysokim wskaźnikiem 3 : 1) na wielkość ruchu mogą wpłynąć w dużym stopniu zmiany w poziomie taryf lotniczych, idące na ogół w kierunku obniżki stawek, przynajmniej stawek specjalnych mających na celu stwarzanie nowego ruchu.

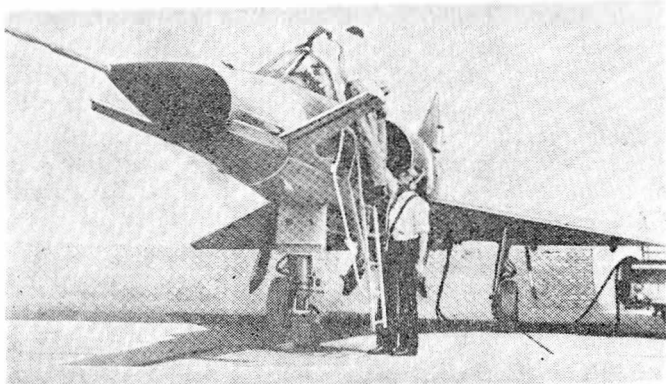
Tablica 5

Rok	Liczba pasażerów atlantyckich OW z Polski i do Polski				Rocznie wzrosty ogółem (b)	Udział „Lotu” c + d b
	ogółem	„Lot” w Europie	„Lot” na Atlantyku	inni przewoźnicy lotniczy		
a	b	c	d	e	f	g
1961	20 475	6 475	—	14 000	x	31,6
1962	23 896	8 896	—	15 000	116,7	37,2
1963	26 475	10 475	—	16 000	110,8	39,6
1964	29 450	12 450	—	17 000	111,2	42,3
1965	32 541	14 041	—	18 500	110,5	43,1
1966	40 790	20 790	—	20 000	125,3	51,0
1967	42 478	21 478	—	21 000	104,1	50,6
1968	41 500	20 500	—	21 000	97,7	49,4
1969	46 000	22 500	—	23 500	110,8	48,9
1970	57 000	20 000	5 000	32 000	123,9	43,9
1971	67 000	21 000	12 000	34 000	117,5	49,5
1972	76 000	22 000	15 000	39 000	113,4	48,7
1973	85 000	23 000	18 000	44 000	111,8	48,2
1974	94 000	24 000	21 000	49 000	110,6	47,9
1975	103 000	25 000	24 000	54 000	109,5	47,6
1976	112 000	26 000	27 000	59 000	108,7	47,3
1977	121 000	27 000	30 000	64 000	108,0	47,1
1978	130 000	28 000	33 000	69 000	107,4	46,9
1979	139 000	29 000	36 000	74 000	106,9	46,8
1980	148 000	30 000	39 000	79 000	106,5	46,6

Prognozy można jednak uznać za dostatecznie ścisłe na to, ażeby stwierdzić, że możliwości rozwoju naszych zagranicznych przewozów lotniczych polegają obecnie przede wszystkim na wydłużeniu tras przewozów.

# nowości techniczne

## Jeszcze o skrzydle „Moustache“



Opisywane już w „Nowościach” chowane dodatkowe skrzydło „Moustache” samolotu „Milan” jest chronione wspólnym patentem szwajcarskiej wytwórni Eidgenossiches Flugzeugwerk i firmy Avions Marcel Dassault. Obok skrzydła „Moustache” rozpatrywano również możliwość zastosowania dwóch innych rozwiązań: stałej płetwy umieszczonej bezpośrednio za wlotem silnika, która jednak po przeprowadzeniu badań okazała się mało skuteczna, oraz dodatkowego stałego skrzydła na wzór skrzydła szwedzkiego samolotu „Viggen”, z którego również zrezygnowano z powodu trudności związanych z ochroną patentową. Szwajcarscy piloci po wykonaniu we Francji lotów na samolocie „Milan” bardzo chwalili jego dobre własności w locie, które przypominają własności samolotów „Hunter” i które czynią samolot „Milan” szczególnie przydatnym dla warunków szwajcarskich.

W. K.

## Samoloty FB-111 A przed przekazaniem do SAC

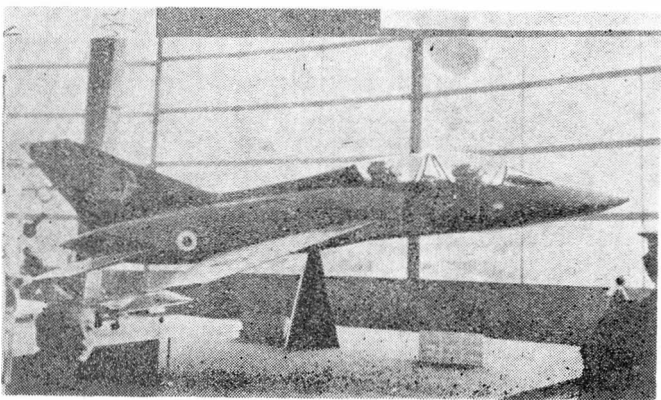
Bombowce strategiczne General Dynamics FB-111A, wywodzące się z samolotu myśliwsko-bombowego F-111A, zostaną w ciągu pierwszej połowy 1970 r. przekazane dywizjom Strategic Air Command stacjonującym w Peace Air Force Base i Plattsburg Air Force Base. Zanim to nastąpi, samolot nr 7 będzie dostarczony do Carswell Air Force Base, gdzie będzie służył do szkolenia załóg. W międzyczasie na samolocie nr 18 zostaną przeprowadzone próby wytrzymałościowe, a na samolocie nr 25 próby systemów awionicznych. Samolot nr 29 jest używany do prób pocisków SRAM (Short-Range Attack Missile) i innych systemów uzbrojenia. Próby typu w locie miały być przeprowadzone jeszcze w tym roku na samolotach nr 3 i 6. Samoloty nr 4 i 5 będą wykorzystane do prób zasobnika ratunkowego.

Zalety tych samolotów w porównaniu z samolotami Boeing B-52C i F, które mają być wycofane, polegają na większej prędkości ( $Ma \approx 2,5$ ), większej zdolności przenikania przez obronę przeciwnika zarówno na dużej, jak i małej wysokości (zastosowanie radaru do lotów przy ziemi), większej dokładności nawigacji, większej celności rzutu bomb, lepszych warunków bazowania i łatwiejszej obsłudze.

Samoloty FB-111A wylatały do połowy 1969 r. 210 h (102 loty), podczas gdy samoloty F-111A eksploatowane w dywizjonie treningowym 4527 i w dywizjonach taktycznych 429 i 430 — 32 475 h w 13 738 lotach.

W. K.

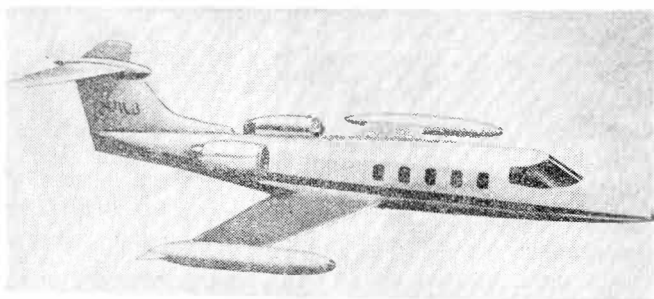
## Francusko-niemiecki samolot treningowy



Następcą samolotów treningowych „Magister” ma być we Francji i NRF samolot „Alpha Jet” projektowany w ramach francusko-niemieckiego porozumienia wspólnie przez firmy Breguet i Dornier. Napęd samolotu będą stanowić dwa silniki dwuprzepływowe Turbomeca/SNECMA M. 49 „Larzac” o ciągu 1045 kG. Zastosowanie silników „Larzac” do samolotu treningowego jest możliwe dzięki ich umiarkowanemu stosunkowi wydatków (1,4 : 1) i wynikającej stąd niedużej średnicy silnika (ok. 550 mm) i niedużemu, jak na silniki dwuprzepływowe, spadkowi ciągu z prędkością lotu. Samolot „Alpha Jet” — o prędkości odpowiadającej  $Ma = 0,82$  — ma służyć również jako samolot taktyczny.

W. K.

## Samolot „Learjet” 25 z silnikami dwuprzepływowymi



Na ostatnim Salonie Paryskim podano szczegóły dotyczące nowej 10-miejscowej wersji samolotu służbowego „Learjet” 25 firmy Lear Jet Industries. Do napędu samolotu mają być zastosowane silniki dwuprzepływowe Garrett-AiResearch TFE731-2 o ciągu 1540 kG i stosunku wydatków 4 : 1. Dzięki tym silnikom zasięg samolotu wzrośnie do 4800 km — z pozostawieniem rezerwy paliwa na 45 min. lotu — tj. o 75%. Jednostkowe zużycie paliwa przy  $Ma = 0,8$  i na wysokości 12 500 m będzie wynosić 0,82 kG/kGh. Z nowymi silnikami samoloty „Learjet” 25 będą dostarczane od 1972 r.

W. K.

## Satelity do poszukiwań bogactw naturalnych

NASA opracowuje program mający na celu zastosowanie sztucznych satelitów do wykrywania bogactw naturalnych Ziemi. Wiele doświadczeń w zakresie takiego programu przeprowadzono przy użyciu samolotów. Jednak dopiero fotografie wykonane przez astronautów ujawniły wszystkie istniejące w tej dziedzinie możliwości. Fotografie te pozwalają na przykład na wykrywanie nagromadzeń planktonu oraz pewnych prądów oceanicznych, które prawie zawsze sygnalizują duże skupiska ryb. Inne zdjęcia wykonane przez astronautów ujawniły nowy zespół uskoków na kontynencie afrykańskim, a jeszcze inne wykazały, że ogromne zasoby ropy naftowej na Środkowym Wschodzie pochodzą właśnie z takich uskoków. Tak więc geologiczna interpretacja fotografii obszarów Ziemi umożliwia wykrywanie nowych zasobów naturalnych.

Mają zostać zbudowane dwa satelity doświadczalne ERTS (Earth Resources Technology Satellite) do zbadania i rozwoju metod poszukiwań bogactw naturalnych Ziemi za pomocą satelitów. Zasadniczym elementem wyposażenia satelitów ERTS będą czujniki przeprowadzające pomiary w widzialnym zakresie widma i w strefie przejściowej do zakresu promieniowania podczerwonego. Poza tym satelity będą posiadać system zbiorczy danych pomiarowych, który umożliwi gromadzenie, a następnie przekazywanie do stacji naziem-

nych danych pochodzących z małych, bezzałogowych stacji naukowych rozmieszczonych na mało dostępnych terenach, na bojach rzecznych i pełnomorskich, na lodowcach itp. Ciężar satelitów ma wynosić ok. 450 kg. Oba satelity, ERTS-A i ERTS-B, będą umieszczone na kołowych, prawie polarnych i synchronicznych względem Słońca orbitach, na wysokości ok. 850 km. Krażąc po tych orbitach satelity w ciągu niespełna trzech tygodni będą mogły dokonać pomiarów na całym obszarze Ziemi pasmami o szerokości ok. 160 km. Satelity mają być wystrzelone w latach 1971—1972.

Również na początku lat siedemdziesiątych ma być umieszczony na orbicie wokółziemskiej satelita EROS (Earth Resources Observation Satellite). Będzie on wyposażony w czujniki do przeprowadzania pomiarów użyteczności ziemi na dużych obszarach, wykrywania pożarów lasów, przepowiadania wysokości plonów, ostrzegania o pojawieniu się owadów, lokalizacji ławic ryb, określania rozmieszczenia kry lodowej, kontroli zasobów wodnych oraz sporządzania map kontynentów. (W ciągu niespełna roku satelita będzie mógł sporządzić mapy obszarów lądowych na całej Ziemi). Niektórzy uważają, że satelita EROS będzie najważniejszym satelitą, ponieważ będzie stanowił pierwszy krok w kierunku lepszego wykorzystania bogactw naturalnych Ziemi.

W. K.

Zakończenie prób prototypu satelity „Azur”



Zmontowany w Ottobrunn pod kierownictwem oddziału kosmicznego grupy firm Messerschmitt-Bölkow-Blohm prototyp pierwszego niemieckiego satelity badawczego „Azur” przeszedł z wynikiem pomyślnym dokładne badania typu i próby w warunkach kosmicznych. W czasie prób na drgania, temperatury i badań w próżni był on poddawany 1,5-krotnie większym obciążeniom od tych, które wystąpią w warunkach rzeczywistych. W związku z pomyślnym wynikiem prób prototypu rozważa się możliwość pominięcia prób w symulowanych warunkach kosmicznych satelity „Azur” F1, a więc satelity przeznaczonego do wystrzelenia na orbitę. Jego próby przebiegają jak dotychczas zgodnie z planem. NASA przygotowuje tymczasem 4-stopniową rakietę „Scout” (jest to rakietą na stałe materiały pędne) do zamontowania na niej satelity. Start rakiety jest zaplanowany na 6 listopada 1969 r. z Western Test Range w Kalifornii.

Kierownictwo programu „Azur” spoczywa w rękach towarzystwa do badań przestrzeni kosmicznej GfW (Gesellschaft für Weltraumforschung). W realizacji programu uczestniczą następujące firmy: AEG-Telefunken, Dornier System, ERNO-Raumfahrttechnik, Industrieanlagen-Betriebsgesellschaft, Messerschmitt-Bölkow-Blohm, Standard Elektrik Lorenz i Siemens oraz instytuty należące do Deutsche Forschungs- und Versuchsanstalt für Luft- und Raumfahrt. Kierownictwo techniczne sprawuje oddział kosmiczny grupy firm Messerschmitt-Bölkow-Blohm.

W. K.

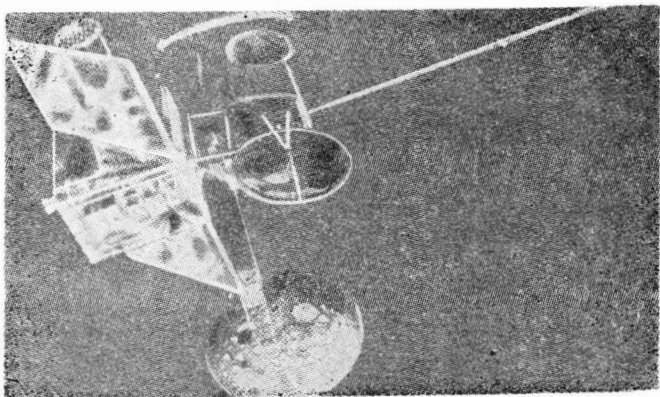
## Zakończenie studiów nad pierwszą sondą kosmiczną do badań Merkurego

Na zlecenie ESRO (European Space Research Organisation) oddział kosmiczny grupy Messerschmitt-Bölkow-Blohm przeprowadził analizę projektu sondy międzyplanetarnej do zbadania planety Merkury. Z analizy tej wynika, że start sondy byłby możliwy już w 1975 r.

Merkury, najmniejsza planeta układu słonecznego i położona najbliżej Słońca, ma średnicę 1500 km i masę równą 1/18 masy Ziemi. Nieliczne, jak dotąd, dane na

jej temat pochodzą z optycznych i radioastronomicznych obserwacji prowadzonych przez stacje naziemne.

Sonda do badań Merkurego, nosząca międzynarodowe oznaczenie MESO (Mercury Exploring Space Object), miałaby ciężar ok. 400 kg, z czego 70 kg przypadałoby na wyposażenie naukowe przeznaczone do badań powierzchni i atmosfery planety. Kamera telewizyjna o rozdzielczości 200 m przekazywałaby, przy najmniej-



szym zbliżeniu do planety wynoszącym 5000 km, bezpośrednio na Ziemię obrazy powierzchni Merkurego. Obrazy te posłużyłyby do sporządzenia map obszaru,

## Nowa rakieta nośna „Delta“ Super Six

Nowa rakieta nośna McDonnell Douglas „Delta“ Super Six powstała z rakiety „Delta“ przez domontowanie sześciu dodatkowych silników „Castor” na stały materiał pędny. Są one zabudowane na zewnątrz dolnej części pierwszego stopnia rakiety. W czasie startu pracuje silnik główny (na ciekły materiał pędny) i trzy silniki „Castor”. Daje to w wyniku łączny ciąg 151 000 kg. Po upływie 31 s od chwili oderwania się rakiety od wyrzutni następuje zapłon trzech pozostałych silników „Castor”, a po 90–95 s od chwili startu zostają odrzucone trzy pierwsze silniki „Castor”. Łączny ciąg sześciu dodatkowych silników wynosi 136 000 kg. Po raz pierwszy rakieta „Delta“ Super Six miała być użyta w lecie 1969 r. do wystrzelenia z bazy Vandenberg satelity meteorologicznego.

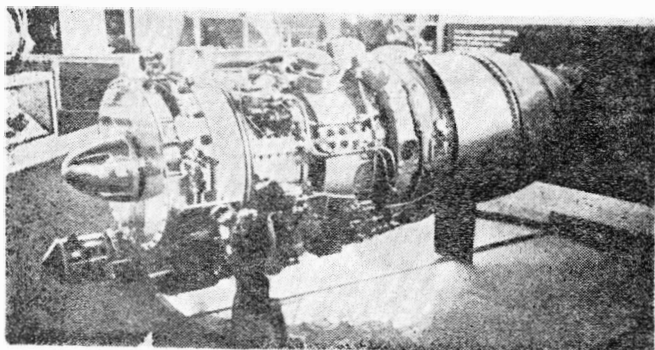
W. K.

## Nowości silnikowe z Salonu Paryskiego

W „Nowościach” opisywano już wiele spośród silników wystawionych na ostatnim Salonie Paryskim, jak np. silnik JT15D, „Larzac”, „Astafan” i TFE731. Inne silniki, starsze, znane są z różnych publikacji. Dlatego w niniejszej wzmiance Salon Paryski potraktowano w sposób bardziej ogólny przedstawiając na tle wystawy ostatnie osiągnięcia i zamierzenia na przyszłość najważniejszych firm silnikowych. Salon Paryski wyraźnie ujawnił ostre współzawodnictwo między trzema największymi producentami silników: General Electric, Pratt and Whitney i Rolls-Royce.

Największym wojskowym programem firmy General Electric jest obecnie silnik dwuprzepływowy F100/F400 przeznaczony do samolotów F-14B i F-15. Projekty

1



nad którym przelatywałaby sonda. Sonda byłaby wyposażona w sterowaną antenę paraboliczną do przekazywania ponad 2000 bitów na sekundę na odległość ok. 150 000 000 km. Fotometr, polarymetr, radiometr na podczerwień i miernik mikrofal mają umożliwić poznanie struktury powierzchni i atmosfery planety i przeprowadzenie dokładnych jej pomiarów. Dodatkowo zadaniem stanowiloby dostarczenie danych użytkowych na temat rozkładu pól magnetycznych, intensywności i kierunku promieniowania, ładunku cząstek i zawartości plazmy w przestrzeni międzyplanetarnej i w odległości 0,4 j.a. od Słońca. Jako rakieta nośna posłużyłaby rakieta „Atlas-Centaur” ze stopniem „Burner” 2.

Przeprowadzona analiza jest pierwszą na świecie analizą dotyczącą badania Merkurego za pomocą sondy międzyplanetarnej. Zainteresowanie ESRO tym zagadnieniem jest o tyle ważne, że daje Europie zachodniej poważną szansę wniesienia do ogólnoswiatowego dorobku w zakresie badań kosmicznych zupełnie nowych wyników.

W. K.

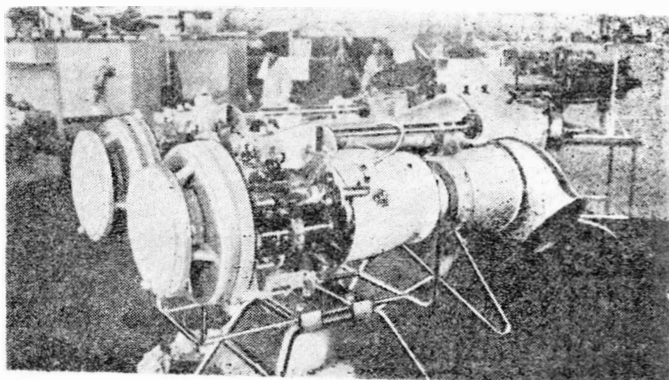
## Francuski silnik jonowy

Francuski państwowy urząd do spraw astronautyki CNES ma finansować opracowanie studium projektowego silnika jonowego. Silniki tego typu byłyby używane od ok. 1976 r. do sterowania położeniem i do korektury toru lotu satelitów, które według planów CNES mają być wystrzelone w tym okresie. Przez zastosowanie silników jonowych uzyska się znaczne zmniejszenie udziału ciężarowego silników (sterujących i korekcyjnych) w konstrukcji satelitów, który obecnie w przypadku satelity o ciężarze 450 kg wynosi ok. 15%. Rozdział zamówień między firmy, które będą zajmować się rozwojem i produkcją silnika, nastąpi po 1970 r.

W. K.

oparte są o silnik doświadczalny GE1/10. Będący w realizacji 18-miesięczny program obejmuje budowę i próby silnika, przy czym liczba godzin prób jest ściśle określona warunkami konkursu, w ramach którego budowany jest silnik. Następne programy to: silnik dwuprzepływowy TF34 do napędu samolotu przeciw okrętom podwodnym S-3A, silnik dwuprzepływowy z dopalaczem GE9 do napędu bombowca strategicznego AMSA (obecne oznaczenie B-1A), poddawany obecnie badaniom w hamowni wysokościowej Arnold Engineering Development Center, śmigłowiec silnik nowej generacji GE12 o mocy 1500 KM, nie określone bliżej silniki CT64, GE1/S1 oraz silnik morski LM2500 o mocy

2





25 000 KM, który ma napędzać niszczyciele i którego wytwornica jest wzorowana na wytwornicy silników TF39 i CF6.

Firma Pratt and Whitney bierze udział w konkursie na silnik do bombowca AMSA opracowując w tym celu silnik JTF20 i w konkursie na silnik do samolotów F-14B i F-15 (silnik JTF22). W tym ostatnim przypadku kładzie się największy nacisk na uzyskanie dużego stosunku ciągu do ciężaru i małych wymiarów.

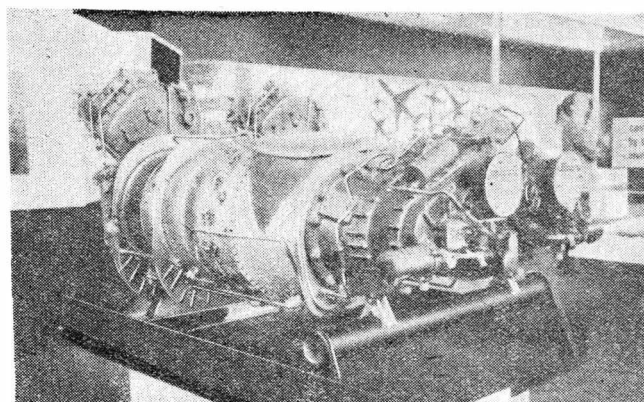
Firma Rolls-Royce poza rozwojem silników RB.203 „Trent”, RB.211, „Olympus” 593 i M45H (wspólnie z firmą SNECMA) pracuje nad nową generacją silników nośnych o ciągu 3600 kG. Będą to silniki dwuprzepływowe, dzięki czemu będą się odznaczać małą hałaśliwością (90 dB w odległości 450 m od silnika) i małym jednostkowym zużyciem paliwa. Najważniejszy wojskowy program firmy dotyczy silnika RB.199 do napędu samolotu MRCA (Multi-Role Combat Aircraft) opracowywany wspólnie z firmami MAN, Daimler-Benz i Fiat. Jest to dwuprzepływowy silnik trójwałowy — wzorowany na silniku „Trent” — o ciągu 5000 kG bez dopalania i 8000 kG z dopalaniem. Jego konkurentem będzie prawdopodobnie silnik Pratt and Whitney JTF16. Poza tym firma Rolls-Royce opracowuje nową wersję silnika nośno-napędowego „Pegasus” — „Pegasus” 11 Mk.803 o ciągu 9530 kG (obecnie stosowany na samolotach „Harrier” silnik „Pegasus” Mk.101 ma ciąg 8620 kG). Zwiększenie ciągu ma nastąpić przez zmianę ułożenia wentylatora w celu zwiększenia jego wydatku, zwiększenie sprężu sprężarki, podwyższenie temperatury przed turbiną i zwiększenie sprawności turbiny i dysz.

Oddział Bristol Siddeley firmy Rolls-Royce rozwija serię 600 silnika „Viper” (rys. 1). W porównaniu z silnikami serii 500 różni się on brakiem kierownicy wlotowej sprężarki i związanym z tym zmienionym ułożeniem pierwszego stopnia i kierownic dwóch dalszych stopni sprężarki (dzięki temu spręż wzrósł z 5,56:1 do 5,8:1, a wydatek powietrza z 24 do 26,5 kG/s), innym systemem doprowadzania powietrza pierwotnego do rury żarowej, co umożliwiło znaczne skrócenie komory spalania, i zastosowaniem dwustopniowej turbiny, dzięki czemu wzrosła prawdopodobnie jej sprawność. Zmiany te pozwoliły na zwiększenie ciągu z 1548 kG do 1814 kG przy obniżonej z 890 °C do 870 °C temperaturze przed turbiną, przy zmniejszonym z 1,01 do 0,96 kG/kGh jednostkowym zużyciu paliwa, przy zmniejszonej z 1806 do 1651 mm długości i przy nie zmienionym ciężarze 345 kG. W przyszłości ciąg silników cywilnych serii 600 ma być zwiększony do 1940 kG, a wojskowych do 2020 kG. Do eksploatacji silniki „Viper” 600 mają być oddane w czerwcu 1971 r. Drugim zadaniem oddziału Bristol Siddeley jest rozwój trójwałowego silnika śmigłowego RS.360 o mocy 900 KM (moc 2,5 — min.) przeznaczonego do śmigłowców Westland WG.13.

Następcą silnika SNECMA „Atar” 9K50 (napędzającego samoloty „Mirage” F1, „Mirage” 5 i „Milan”) ma być silnik M53 o ciągu 8000 kG, który będzie zastosowany

## Pokładowa kamera TV pracująca w ciemności

Firma General Electric zbudowała pokładową kamerę telewizyjną przystosowaną do pracy przy zupełnym braku widzialności (ciemna noc). To lekkie i niewielkie urządzenie jest przeznaczone do zadań rozpoznawczych, bojowych i do identyfikacji celu podczas nocnych lotów. Dużą czułość kamery, noszącej oznaczenie LLLTV (Light Low Light TeleVision), uzyskano m.in. dzięki



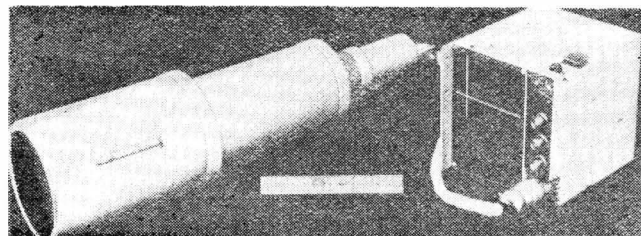
3

do napędu samolotu o zmiennym skosie skrzydła „Mirage” G4, a później samolotu „Mirage” F1 i samolotów o liczbie Macha 2,5 do 3,0. Opracowywany wspólnie z firmą Turbomeca silnik dwuprzepływowy M49 „Larzac” o ciągu 1045 kG przepracował na stoisku do chwili otwarcia Salonu Paryskiego 17 h. Program prób będzie realizowany na sześciu prototypach. Firma Turbomeca wykonuje wentylator i sprężarkę, firma SNECMA — komorę spalania, turbiny i układ zasilania.

Firma Turbomeca pokazała silnik śmigłowy „Astazou” 16, który w stosunku do opisywanego już w „Nowościach” silnika „Astazou” 14 różni się głównie zastosowaniem chłodzonych łopatek wirnikowych pierwszego stopnia turbiny, co pozwoliło na podwyższenie temperatury przed turbiną. Przy prędkości obrotowej 43 000 obr/min silnik ma moc 1027 KM i ciąg 68 kG, a jego jednostkowe zużycie paliwa wynosi ok. 0,230 kG/KMh. Do zastosowań śmigłowych opracowano sprzężony zespół Double „Astazou” 16 o mocy 2100 KM, składający się z dwóch silników „Astazou” 16 w wersji z oddzielną turbiną napędową, które pracują na wspólny wał.

Konkurencyjne w stosunku do silników „Astazou” są silniki United Aircraft of Canada Ltd. PT6, tym bardziej, że w trzecim kwartale 1971 r. ma się rozpocząć seryjna produkcja silników śmigłowych PT6A-40 o maksymalnej mocy równoważnej 1180 KM. Firma UACL sprzedała dotychczas 3000 silników PT6, przy czym obecna produkcja wynosi do 100 silników miesięcznie. Ich trwałość międzynaprawcza osiągnęła już 2100 h w zastosowaniu do samolotów służbowych i 2600 h w zastosowaniu do samolotów na linie lokalne. Sprzężony zespół śmigłowy PT6T (T400) „Twin Pac”, składający się z dwóch silników PT6A-29 o mocy zwiększonej do 900 KM (m.in. dzięki zastosowaniu chłodzonych łopatek kierownicy turbiny wytwornicy) uzyskał świadectwo zdatności FAA i ma być stosowany na śmigłowcach Bell 212, Bell AH-1J „Cobra” i Bell UH-1N.

W. K.



trzem wzmacniaczom obrazu zainstalowanym przed właściwą kamerą. Zasadniczym elementem urządzenia jest Videcon z magnetycznym skupianiem i elektrostatycznym sterowaniem wiązki światła. Zastosowany sposób sterowania umożliwia dokładne „dzielenie” obrazu na ekranie (którym jest fotokatoda), powstają-

czego dzięki fotonom wysyłanym przez dany obiekt. Częstotliwość obrazów wynosi tylko 15 Hz, w wyniku czego uzyskuje się duży potencjał elektronów na fotokatodzie, umożliwiającą dobre odtworzenie obrazu przy słabej widzialności. Mała częstotliwość obrazów wymaga jednak, aby obserwowany obiekt poruszał się z małą prędkością lub był nawet nieruchomy. W związku z tym czujnik rejestrujący obrazy musi pracować z dużą częstotliwością. Zapotrzebowanie mocy przez kamerę wynosi ok. 12 W.

Obrazy są odtwarzane w kineskopie podobnie jak w telewizorze handlowym, z tą różnicą, że obraz jest podzielony na 500 linii. Automatyczne sterowanie jasności umożliwia pracę urządzenia w zmiennych warunkach widzialności.

Opracowanie kamery rozpoczęto w 1966 r., obecnie jest ona wprowadzana do użytku przez lotnictwo i marynarkę amerykańską.

W. K.

## Lądowanie przy użyciu kamery telewizyjnej

Opracowane przez firmę General Electric pokładowe urządzenie telewizyjne do lądowania zastępuje znaczną liczbę konwencjonalnych przyrządów, które mogą podawać tylko ograniczoną ilość częściowych informacji. Urządzenie, noszące nazwę Electronic Flight Director, składa się z dwóch zasadniczych zespołów: zabudowanej w nosowej części kadłuba kamery TV i zainstalowanego w kabine odbiornika z 7-calowym ekranem. Obok obrazu pasa lotniskowego przedstawia ono dodatkowo symbole — informacje dotyczące położenia samolotu oraz wysokości i prędkości lotu.

Za szczególne zalety urządzenia uważa się to, że:

- może ono stanowić zintegrowany wskaźnikowy układ awioniczny;
- obraz telewizyjny może być zastąpiony obrazem IR (na podczerwień), dzięki czemu lądowanie byłoby niezależne od urządzeń naziemnych, jak np. ILS;
- ekran zastępuje znaczną liczbę pojedynczych przyrządów;
- skala pochylenia może być „rozciągnięta”, w celu ułatwienia odczytu położenia samolotu, co jest szczególnie ważne w przypadku samolotów naddźwiękowych;
- urządzenie jest całkowicie elektroniczne, dzięki czemu nie ma opóźnień we wskazaniach.

Firma General Electric spodziewa się wyposażyć w nowe urządzenie znaczną liczbę samolotów pasażerskich.



Nie ma wątpliwości, że ułatwi ono rozwiązanie problemu braku miejsca w kabine pilotów, tym bardziej że nie można oczekiwać, aby kabina ta została w przyszłości powiększona.

W. K.

# WIADOMOŚCI Z TERENU

## DZIAŁALNOŚĆ AEROKLUBU MIELECKIEGO

1. Prace nad przygotowaniem projektu planu 5-letniego w WSK Mielec wkręczyły w decydującą fazę. Realizując uchwały II Plenum KC PZPR, Komisja Główna i zespoły robocze opracowały wiele analiz, dotyczących wykorzystania zdolności produkcyjnych zakładu w latach 1970—71, oceny jakości i nowoczesności produkcji w latach 1968—71 oraz potrzeb w zakresie przyspieszenia realizacji inwestycji kontynuowanych. W oparciu o te analizy opracowano projekt planu techniczno-ekonomicznego na lata 1970—71. Ostatnio przystąpiono do przygotowania kompleksowego projektu zadań na lata 1971—75.

W pierwszej fazie prac dokonano oceny stopnia nowoczesności wyrobów, porównania ich wskaźników techniczno-eksploatacyjnych i ekonomicznych ze wskaźnikami wyrobów przodujących wytwórni zagranicznych oraz przeprowadzono ocenę jakości wytwarzanych wyrobów. Przeprowadzono też ocenę stopnia nor-

malizacji i unifikacji wyrobów, ocenę skuteczności stosowanych metod kontroli jakości itp. Opracowano i wywieszono kilkadziesiąt tablic poglądowych, obrazujących najważniejsze zagadnienia porównawcze oraz kilkaset afiszów informacyjno-ankietowych, mających na celu uzyskanie wypowiedzi i propozycji załogi przedsiębiorstwa. Do tej fazy prac aktywnie włączyło się Zakładowe Koło SIMP, opracowując wiele cennych analiz i postulatów. Dotyczyły one szczególnie wykorzystania zdolności produkcyjnych przedsiębiorstwa i przygotowania zadań konstrukcyjno-doświadczalnych i wdrożeńowych. Propozycje te będą wnikliwie rozpatrzone przez Komisję Główną.

2. W ubiegłym sezonie sekcja szybowcowa Aeroklubu Mieleckiego uzyskała wiele sukcesów. Zdobyto 4 diamenty, spełniono 3 warunki do Złotej Odznaki Szybowcowej, uzyskano 4 srebrne odznaki szybowcowe i 91 970 punktów w Memoriale Bitniera. W sumie mieleccy szybowni-

cy przelecieli 10 380 kilometrów, w tym 5857 po trasach zamkniętych. W VIII Okręgowych Zawodach Ziemi Rzeszowskiej A. Tomczyk zajął trzecie miejsce. Ponadto ustanowiono dwa nowe rekordy klubowe:

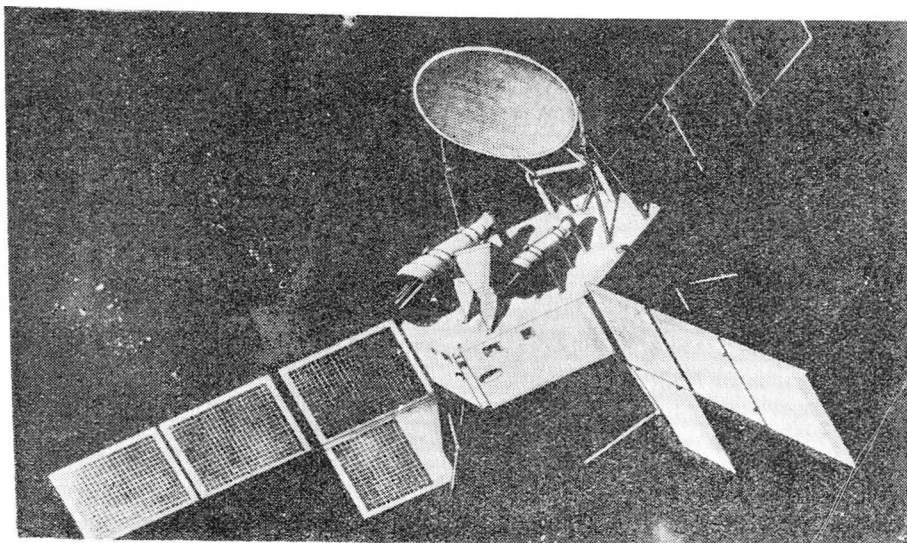
— w kategorii szybowców dwumiejscowych na trasie trójkąta 160 km (Mielec — Turbia — Jasionka — Mielec) Tomczyk uzyskał prędkość przelotu 71,5 km/h,

— w kategorii szybowców jednomiejscowych na trasie trójkąta 240 km (Mielec — Nowy Sącz — Krosno — Mielec) Z. Nowakowski uzyskał prędkość przelotu 77,57 km/h.

3. Na dawnym szybowisku w Ustianowej, przy budowie Pomnika Lotników, siedmiu członków Aeroklubu Mieleckiego przepracowało społecznie 35 godzin przy transportowaniu materiałów budowlanych.

Wasz korespondent  
Stanisław Orczykowski

# Satelita łącznościowy „Symphonie”

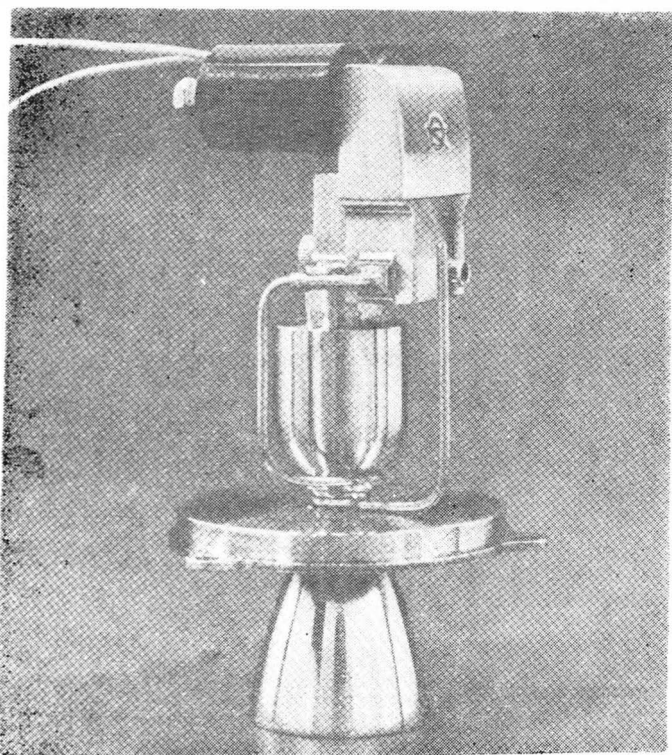


Najważniejszym z dotychczasowych europejskich programów kosmicznych i pierwszym realizowanym bez udziału NASA jest niemiecko-francuski program budowy doświadczalnego stacjonarnego satelity łącznościowego „Symphonie”

Do realizacji programu zorganizowano dwa stowarzyszenia — SYMCOSAT i CIFAS. W skład pierwszego wchodzi następujące firmy: Siemens AEG/Telefunken, ERNO i MATRA, w skład drugiego: Nord-Aviation, Sud-Aviation, CSF, SAT, CFTH, Messerschmitt — Bölkow i Junkers.

Ostatnio zapadła ważna decyzja wyboru jako silnika szczytowego (silnika wynoszącego satelitę na orbitę stacjonarną) zaprojektowanego przez połączone firmy Messerschmitt i Bölkow silnika na paliwo ciekłe. Również za silniki korekcyjne odpowiedzialna jest firma Messerschmitt-Bölkow. Silnik szczytowy o ciągu 40 kG i silniki korekcyjne o ciągu 1 kG będą pracować na tym samym dwuskładnikowym średnioenergetycznym materiale pędnym AZ 50/N<sub>2</sub>O<sub>4</sub>, którego zastosowanie stało się możliwe dzięki opracowanemu przez firmę Bölkow nowemu systemowi chłodzenia. Dzięki zastosowanym silnikom będzie możliwe:

- zwiększenie ciężaru użytecznego satelity ze 175 kG do 200 kG
- zmniejszenie o wiele milionów marek kosztów realizacji programu



- zapewnienie dużej elastyczności zadań satelity
- zwiększenie niezawodności działania satelity

Satelita ma korpus o podstawie sześciokątnej i średnicy 1,7 m.

Korpus jest wykonany z materiałów przekładkowych, a jego element nośny stanowi centralna rura ze stopu aluminiowego. Pozostałe elementy konstrukcji są zamocowane do rury nośnej za pośrednictwem amortyzatorów z neoprenu. Dzięki materiałom izolacyjnym i specjalnej warstwie ochronnej temperatura w pomieszczeniu przyrządowym zmienia się w stosunkowo wąskim zakresie wynoszącym od -15 do +10 °C. Na górnej powierzchni korpusu znajdują się anteny SHF służące do głównych zadań satelity, tj. do łączności, na dolnej — anteny VHF, które wysyłają sygnały umożliwiające śledzenie toru satelity i odbierają sygnały sterujące. Do korpusu satelity zamocowane są trzy składane wysięgniki z 22 000 ogniw słonecznych, które stanowią główne źródło energii elektrycznej (przy całkowicie rozłożonych wysięgnikach średnica satelity wynosi 6,8 m). Dodatkowo są włączone w obwód dwie baterie chemiczne. Średni pobór prądu przy pełnej pracy wszystkich urządzeń nie przekracza 160 W.

Zasadniczym elementem układu przekazywania informacji są dwa niezależnie pracujące transpondery. Składają się one z dwóch niezależnych wzmacniaczy i przetworników. Częstotliwość sygnałów odbieranych z Ziemi zawiera się w granicach od 5925 MHz do 4625 MHz, częstotliwość sygnałów wysyłanych — od 4200 MHz do 3700 MHz. Anteny łącznościowe są stale skierowane w stronę Ziemi dzięki zastosowaniu układu sterowania położeniem satelity względem osi X. Wykorzystano w tym celu efekt giroskopowy koła zamachowego. Położenie względem dwóch pozostałych osi jest sterowane z Ziemi zgodnie ze wskazaniami czujników n skierowanych na Słońce i Ziemię. Zmiany położenia względem tych dwóch osi dokonywane są za pomocą dysz sterujących zasilanych azotem. Okres pracy urządzeń łącznościowych wynosi 24 h na dobę.

Do telemetrii i zdalnego sterowania służą anteny VHF, a częściowo również anteny SHF. Pojemność pamięci zdalnego sterowania wynosi 125 poleceń, układ telemetryczny obejmuje ok. 250 parametrów. Moc nadawania w zakresie VHF zawiera się w granicach od 1 do 7 W.

Do korektury orbity służy siedem wspomnianych już silników korekcyjnych (patrz fotografia) firmy Messerschmitt-Bölkow. Działają one w sposób pulsacyjny wytwarzając ciąg 1 kG przy impulsie jednostkowym 290 s.

Do wystrzelenia satelity „Symphonie” jest przewidziana rakieta nośna „Europa” 2 ze stopniem PAS (Perigeum — Apogee Stage). Trwałość satelity ma wynosić 2 lata.

W. K.

# TERMINOLOGIA LOTNICZA

STANISŁAW ORCZYKOWSKI

## ROZWAŻANIA TERMINOLOGICZNE

Doceniając inicjatywę Wydawnictw Naukowo-Technicznych, zdążającą do znalezienia polskich odpowiedników obcojęzycznych terminów, opublikowaną w artykule „Na marginesie terminologii lotniczej” (TLiA 1969 nr 2), pragnę przedstawić własne propozycje nowego nazewnictwa większości z przytoczonych tam haseł. A więc zaczniemy po kolei. Na pierwszym miejscu, w podpunkcie a) cytuję hasło wywoławcze, następnie po myślniku przytaczam dla przypomnienia objaśnienie podane w TLiA. W podpunkcie b) przedstawiam swoje rozważania, w wyniku których dochodzę do propozycji polskiego terminu.

- 1a) **countdown** — liczenie w dół przed startem rakiety,  
b) jest to raczej liczenie na ujemnej części osi liczbowej czasu w kierunku do zera i niekoniecznie przed startem rakiety. Może się ono odbywać na przykład przed lądowaniem, gdzie zerem będzie chwila zaprzestania lotu. Proponuję więc **odliczanie dozerowe**.
- 2a) **umbilical (cord, mast)**. — dotyczy sprawdzania na wyrzutni urządzeń automatycznego sterowania rakiety,  
b) z określenia źródłowego wynika, że jest to „sznur elektryczny, centralny maszt” [1], a więc chodzi o urządzenie kontrolne, a nie o samo sprawdzanie na wyrzutni urządzeń automatycznego sterowania rakiety. Proponuję więc określenie **próbnik sterowania** (podobnie do istniejących urządzeń: próbnik izolacji, próbnik Tesli [2]).
- 3a) **heat-shield** — osłona ciepłochronna statku kosmicznego, zabezpieczająca go (np. przez chłodzenie ablacyjne) przed nadmiernym nagrzaniem przy wchodzeniu w atmosferę (**osłona cieplna** — *propozycja redakcji*),

b) chyba lepszym określeniem jest jednak **osłona ciepłochronna**, to znaczy ochraniacz przed ciepłem. Proponuję krócej, a więc **ciepłochron** (forma analogiczna do: piorunochron, falochron, iskrochron [2]).

4. a) **contour couch** (= **form fitting couch**) — fotel astronauty ściśle dopasowany do jego ciała, zmniejszający skutki przeciążeń (**fotel profilowy** — *propozycja redakcji*),

b) moim zdaniem określenie „fotel profilowy” nie daje ścisłego wyobrażenia o nazywanym przedmiocie, ponieważ „fotel” (z francuskiego) stanowi urządzenie do siedzenia, natomiast określenie „profilowy” mówi o jego kształtowym przekroju, co nie znaczy wcale, że przylega on ściśle do ludzkiego ciała. W rzeczywistości każdy fotel jest profilowy. Omawiane w a) urządzenie stanowi raczej łożo, legowisko [1]. Jest to właściwie „leża” [3], dopasowana do ciała astronauty, a więc ściśle do niego przylegająca. Jak wiadomo, w celu zmniejszenia skutków przeciążeń, najlepszą pozycją ciała jest pozycja leżąca, podparta na możliwie największej powierzchni. Proponuję określenie **leża przylegowa**, względnie krócej **przylegnica** (forma analogiczna do: przykładnica, nastawnica, sterownica, prowadnica [2]).

5. a) **docking** — spotkanie na orbicie (wydaje się, że chodzi tu raczej o połączenie dwóch statków na orbicie — *uwaga redakcji*),

b) moim zdaniem chodzi tu o manewr, wykonywany na orbicie, polegający na naprowadzaniu, zbliżaniu do siebie obiektów w celu połączenia. Proponuję użycie określenia **zbliżanie łączeniowe** (forma analogiczna do: nawadnianie zalewowe [2] \*).

6. a) **paraplane** — skrzydło delta, składane, służące m.in. do celów ratunkowych.

b) jest to aerodyna stanowiąca składany płat bez napędu silnikowego, której składowe siły nośnej i oporu powodują zmniejszenie prędkości opadania, poprzez wytworzenie warunków do ustalonego lotu ślizgowego. A więc można by użyć określenia **płat ślizgowy** lub **ślizgowiec** (forma analogiczna do: szybowiec [2]).

7. a) **ingestion** — przypadkowe zassanie przedmiotu przez silnik turbiny,

b) najpierw należałoby zastanowić się nad określeniem nazwy przedmiotu — obcego ciała, wpadającego do silnika, płatowca lub innego obiektu. Proponuję więc następujące określenie, wraz z objaśnieniem: **wpadz** — przedmiot zgubiony, lub pozostawiony w obrębie obsługiwanego obiektu, względnie dostający się doń przypadkowo z zewnątrz (forma analogiczna do: spadz, szadz [4], gładz [2]). W tym świetle **przypadkowe zassanie przedmiotu** będzie brzmiało: **zassanie wpadzi**.

8. a) **blast-fence** — ściana na lotnisku, chroniąca przed strumieniem gazów wylotowych silników odrzutowych (**deflektor lotniskowy** — *propozycja redakcji*),

b) osobiście uważam, że określenia obcego pochodzenia należy zastępować określeniami polskimi. Ponieważ strumień gazów wylotowych, to nic innego, jak „wydmuch”, można by zaproponować podobne w budowie określenie, jak w punkcie 3, objaśnione w sposób następujący: **wydmuchron** — odpowiednio ukształtowane urządzenie lotniskowe, chroniące przed wydmuchem poprzez zmianę jego kierunku (forma analogiczna do: wiatrochron, spadochron [2]).

9. a) **penguin** — makieta samolotu zdolna do kołowania,

b) ponieważ cytowana wyżej makieta stanowi urządzenie naziemne, przeznaczone do szkolenia pilotów w kołowaniu samolotu, poruszające się po nawierzchni lotniska na podwoziu za pomocą własnego napędu, proponuję określenie **kołowalnik** (forma analogiczna do: obciążalnik, mieszalnik, zamrażalnik [2]).

Idąc dalej, można by drogę dojazdową na lotnisku nazwać określeniem **kołowalnia** (forma analogiczna do: ujeżdżalnia, oczyszczalnia, wykończalnia, pochylnia [2]).

W ten sposób doszliśmy do polskich określeń, które w jakimś stopniu spełniają istniejące jeszcze luki terminologiczne, szczególnie w zakresie nowych odkryć i opracowań technicznych.

## Literatura

1. Stanisławski J.: „Wielki słownik angielsko-polski”, PWN, W-wa 1968.
2. Oprac. zbiorowe pod red. S. Czerni: „Encyklopedyczny słownik techniczny”, WNT, W-wa 1967.
3. Szober S.: „Słownik poprawnej polszczyzny”, wyd. VI, PIW, W-wa 1968.
4. Oprac. zbiorowe: „Wielka Encyklopedia Powszechna”, t. 10—11, wyd. I, PWN, W-wa 1967—68.

\* „Docking” oznacza jednak połączenie ze sobą dwóch pojazdów kosmicznych. Sam manewr spotkaniowy, tzn. naprowadzanie i zbliżanie Anglosasi określają mianem „Rendez vous” (*przyp. redakcji*).

Prenumeratę

## TECHNIKI LOTNICZEJ I ASTRONAUTYCZNEJ

oraz

sprzedaż zeszytów pojedynczych, bieżących i archiwalnych prowadzi

### ZAKŁAD KOLPORTAŻU WCT NOT

Warszawa, ul. Mazowiecka 12, konto PKO nr 1-9-121 697, tel. 26-80-16.  
Cena prenumeraty: roczna — 144 zł, półroczna — 72 zł, kwartalna — 36 zł.

Członkowie stowarzyszeń naukowo-technicznych NOT, nauczyciele i studenci korzystają z prenumeraty ulgowej

# ROZNY SPIS TRESCI ZA ROK 1969

## Artykuly rone

	Nr	Str.
Na marginesie artykulu „Aeroflot” opublikowanego w nrze 11 z 1968 <i>Techniki Lotniczej i Astronautycznej</i> . . . . .	5	26
Z dzialalnosci Z.P.I.L. Związku Polskich Inzynierow Lotniczych przed 30 laty . . . . .	5	III ok.
Rozmowa z plk. Stanislawem Skalskim sekretarzem generalnym Aeroklubu Polskiej Rzeczypospolitej Ludowej — rozmawiali S. Sulikowski i M. Szurmak . . . . .	7	1
Rozmowa z mgrem inż. Wladyslawem Nowakowskim dyrektorem Zakladow Sprzetu Lotniczego Sportowego w Bielsku-Bialej — rozmawiali B. Dostatni i M. Klara Szurmak . . . . .	7	4
Konkurs <b>TECHNIKA LOTNICZA W DWUDZIESTOPIECIOLECIU PRL</b> . . . . .	7	IV okl.
Rozmowa z Dowodca Wijsk Lotniczych PRL gen. dyw. plk. Janem Raczkowskim — rozmawiali S. Sulikowski i M. Klara Szurmak . . . . .	8—9	1
Szkic monograficzny Szybowcowego Zakladu Dowiadczalnego — W. Stafiej . . . . .	8—9	34
Perspektywy polskiego przemyslu lotniczego W. Soltyk . . . . .	10	18
Rozmowa z przedstawicielem Aeroflotu w Polsce dyrektorem Czernyszewem — rozmawiali M. Klara Szurmak, S. Sulikowski . . . . .	11	1
Lotnictwo na uslugach gospodarki Związku Radzieckiego — B. Dostatni . . . . .	11	14
Gustaw Andrzej Mokrzycki — W. Zaremba . . . . .	11	29
Główne problemy polskiego przemyslu lotniczego — A. Glass . . . . .	12	7
Muzeum Lotnictwa w Krakowie — B. Dostatni . . . . .	12	22

## Astronautyka

Postep w realizacji programu „Apollo” A. Zawadzki . . . . .	1	9
Zadania „Sondy” 5 — A. Marks . . . . .	2	1
Program uzytkowy „Apollo” — A. Zawadzki . . . . .	3	1
Urządzenia fotograficzno-refransmisyjne pojazdow kosmicznych Lunar Orbiter — A. Marks . . . . .	3	31
Pierwsza wyprawa w kierunku Ksiezyca — A. Marks . . . . .	4	1
Pierwsza wyprawa w kierunku Ksiezyca (dok.) — A. Marks . . . . .	5	2
Radziecki statek kosmiczny „Sojuz” — A. Marks . . . . .	4	4
Manewr polaczenia statkow „Sojuz” — A. Marks . . . . .	5	1
Zadania lotu statku „Apollo” 9 — A. Marks . . . . .	6	1
Urządzenia do laczenia pojazdow kosmicznych — A. Marks . . . . .	7	31
Lot statku „Apollo” 10 — A. Marks . . . . .	8—9	5
Orbitalne obserwatorium astronomiczne OAO-2 — oprac. S. M. Kotodynski . . . . .	8—9	9
Odtwarzanie w laboratoriach warunkow przeszerzeni kosmicznej — B. G. . . . .	8—9	53
Ladowanie pierwszych ludzi na Ksiezycu — A. Marks . . . . .	10	1
Osiagniecia selenonautyki radzieckiej — A. Marks . . . . .	11	3
Kilka uwag na temat artykulu „Nieto o terminologii kosmonautycznej” — W. Korzyński . . . . .	11	30
Badania Marsa za pomoca sond kosmicznych — A. Marks . . . . .	12	1
„Fotoreportaz” z Ksiezyca — oprac. W. K. . . . .	11	15

## Aerodynamika i mechanika lotu

Szczegolny przypadek niestatecznosci smiglowcow na ziemi — J. Suprym, R. Kostot . . . . .	1	19
-------------------------------------------------------------------------------------------	---	----

Nr Str.

Kształt czolowej fali uderzeniowej w locie prostoliniowym z przyspieszeniem — E. Łuczynew, A. Tarnogrodzki . . . . .	1	22
	4	5
Turbulencja w atmosferze — M. Żebrowski . . . . .	2	20
Rury i tunele uderzeniowe — P. Wolański . . . . .	3	10
Lot w turbulencji wedlug wskazan przyrzadów pokladowych — M. Żebrowski . . . . .	4	19
	5	12
Turbulencja pozachmurowa CAT — H. Krasowski . . . . .	7	24

## Eksplotacja

Niektore zagadnienia kontroli stanu technicznego samolotow pasazerskich — T. Wanat . . . . .	2	16
Wyniki badan hałasu i drgan na krajowych samolotach pasazerskich — C. Puzyna . . . . .	7	7
Niektore zagadnienia budowy nawierzchni lotniskowych — E. Kotodyński . . . . .	5	14
Możliwosci obliczania wplywu błota i wody na nawierzchni pasa startowego na dlugosc rozbiegu samolotow odrzutowych — Z. Pytlewski . . . . .	5	18
Niebezpieczenstwo tworzenia sie mgiel na lotniskach i ich zwalczanie — Z. Pytlewski . . . . .	6	19
Wplyw stalego pochylenia niwelety drogi startowej na dlugosc startu samolotow odrzutowych — Z. Łopatek . . . . .	6	20
Lotniskowe tłumiki hałasu — A. Kowalewicz, L. Kozłowski . . . . .	10	22
Lotniskowe tłumiki hałasu — A. Kowalewicz, L. Kozłowski . . . . .	8—9	14
Wplyw zróznicowanego pochylenia niwelety drogi startowej na dlugosc startu samolotow transportowych — Z. Łopatek . . . . .	8—9	17
Uzyskanie zezwolenia przez przedsiebiorstwa lotnicze na ladowanie w warunkach meteorologicznych II kategorii — M. Ż. . . . .	8—9	55
Wyniki badan nauszniokow przeciwhałasowych pilotow samolotow pasazerskich — C. Puzyna . . . . .	12	17

## Transport lotniczy

Tendencje koniunkturalne w transporcie lotniczym — B. Dostatni . . . . .	1	6
Miedzynarodowy transport lotniczy na XVI Zgromadzeniu Ogolnym ICAO — J. Osinski . . . . .	1	17
Ekonomiczne problemy transportu lotniczego a prognozy jego rozwoju — B. Dostatni . . . . .	2	10
Samolot transportowy Lockheed „Galaxy”. W. K. Samoloty naddzwiekowe oraz autobusy powietrzne w polskim transporcie lotniczym — B. Dostatni . . . . .	3	17
Przewidywania rozwojowe transportu lotniczego — B. D. . . . .	3	32
Przed startem autobusow powietrznych i samolotow naddzwiekowych. Rozwazanie ekonomiczne — B. Dostatni . . . . .	4	13
	5	9
Samolot jako srodek masowych przewozow towarowych — B. Dostatni . . . . .	7	20
	8—9	23

## Lotnictwo komunikacyjne, sportowe i rolnicze

40 lat polskiego lotnictwa komunikacyjnego — J. Kontuszewski . . . . .	1	1
	3	19
	4	16
Drogi rozwoju samolotow rolniczych (Odpowiedz sceptykom) — W. Soltyk . . . . .	12	1

## Silniki lotnicze i raketowe

	Nr	Str.
Metoda obliczania krytycznych prędkości obrotowych wirników przewieszonych — R. Łączkowski . . . . .	1	12
Turbinowy silnik śmigłowy TPE331 — W. K. . . . .	1	27
O możliwościach odwzorowywania na stoisku warunków pracy w locie silników turbinowych W. Kordziński . . . . .	2	23
Ocena właściwości paliw naftowych do silników turbinowych w modelowych komorach spalania — B. Wiślicki . . . . .	3	22
Wpływ luzu wierzchołkowego łopatek sprężarki osiowej na jej parametry — S. Szczeciński, S. Wiśniewski . . . . .	4	9
Lotnicze silniki Wankla — J. Falęcki . . . . .	6	12
	7	16
Kontrola silników turbinowych w czasie ich eksploatacji — M. Mokszyński, Z. Stelmaszczyk . . . . .	6	15
Silniki na wystawie w Hanowerze — W. K. . . . .	6	32
Niektóre zagadnienia optymalnego chłodzenia lotniczych silników tłokowych — S. Szczeciński, J. Otyś . . . . .	8-9	20
Słoneczne termiczne silniki raketowe — A. M. . . . .	8-9	52
Tendencje w rozwoju napędów śmigłowych — W. Kordziński . . . . .	10	8
Silnik dwuprzepływowy do napędu śmigłowców — W. K. . . . .	10	32
Radzieckie cywilne silniki lotnicze — J. Grzegorzewski . . . . .	11	19
Niektóre zagadnienia turbinowych zespołów pompowych silników raketowych — R. Wiatrek . . . . .	12	13

## Samoloty

Samolot transportowy Lockheed „Galaxy” — W. K. . . . .	2	27
Samolot pionowego startu Hawker Siddeley „Harrier” — W. K. . . . .	2	26
Charakterystyki eksploatacyjne samolotu Tu-134 w porównaniu z innymi samolotami tej klasy — W. Wilanowski . . . . .	3	13
Samolot szkolny Beagle „Pup” — W. K. . . . .	5	32
Pojazdy bezskrzydłowe z siłą nośną — opr. S.M. Kotodyński . . . . .	6	3
Farnborough 1968. Ciekawsze samoloty i projekty — A. Glass . . . . .	6	8
Śmigłowce i samoloty VTOL . . . . .	7	11
Samolot Tu-144 — W. K. . . . .	11	12
Samolot Tu-154 — W. K. . . . .	11	13
Samolot Il-62. Charakterystyki i osiągi K. Szumielewicz . . . . .	11	6
Mały samolot służbowy Wing „Derringer” — W. K. . . . .	12	29

## Śmigłowce

Szczególny przypadek niestateczności śmigłowców na ziemi — J. Suprym, R. Kosioł . . . . .	1	19
Tendencje w rozwoju napędów śmigłowych — W. Kordziński . . . . .	10	8
Śmigłowce „sprężone” — Z. Brodzki . . . . .		
Granice opłacalności modernizacji śmigłowców — B. Grabowski, S. Warszawski . . . . .	10	16
Śmigłowiec FVW H3 „Sprinter” — W. K. . . . .	10	31
Silnik dwuprzepływowy do napędu śmigłowców — W. K. . . . .	10	32

## Szybowce

Szybowcowe Mistrzostwa Świata 1968. III. Najciekawsze konstrukcje klasy standard — A. Glass . . . . .	2	3
Problemy współczesnej techniki szybowcowej — W. Stafiej . . . . .	3	5
Farnborough 1968. Szybowce i samoloty lekkie — A. Glass . . . . .	5	5
Przyszłość szybowców zawodniczych — A. Glass . . . . .	8-9	10

## Osprzęt

Urządzenie fotograficzno-refrainsmisyjne pojazdów kosmicznych „Lunar Orbiter” — A. Marks . . . . .	3	31
Urządzenie telewizyjki pokładowej „Polyscan” — M. Z. . . . .	6	7

Pomiar widzialności na pasie startowym RVR — M. Zebrowski . . . . .	8-9	26
LITAS nowy system świetlnej pomocy dla podejścia do lądowania — M. Z. . . . .	8-9	54

## Produkcja

Skrawanie adaptacyjne — A. G. . . . .	1	26
Ekonomiczna efektywność zastosowania frezarek ze sterowaniem programowym — T. Brzycki, B. Grabowski . . . . .	5	21

## Technologia i materiałoznawstwo

Skrawanie adaptacyjne — A. G. . . . .	1	26
Przegląd i ocena tworzyw stosowanych w budowie samolotów komunikacyjnych — B. Gruchalski . . . . .	2	13
Nowe materiały narzędziowe — A. G. . . . .	3	30
Kształtowanie rdzenia koniorkowego metodą zginania dla krzywoliniowych konstrukcji przekładkowych — A. Kwiatkowski . . . . .	4	25
Nowe materiały narzędziowe do obróbki materiałów lotniczych — A. G. . . . .	5	31
Algorytmizacja projektowania procesów technologicznych części maszyn — M. Jasiński . . . . .	8-9	29

## Wytrzymałość

Metodyka wyznaczania trwałości konstrukcji lotniczych — J. Borzyszkowski . . . . .	2	7
------------------------------------------------------------------------------------	---	---

## Ekonomia

Tendencje koniunkturalne w transporcie lotniczym — B. Dostatni . . . . .	1	6
Ekonomiczne problemy transportu lotniczego a prognozy jego rozwoju — B. Dostatni . . . . .	2	10
Samoloty naddźwiękowe oraz autobusy powietrzne w polskim transporcie lotniczym — B. Dostatni . . . . .	3	17
Przewidywania rozwojowe transportu lotniczego — B. D. . . . .	3	32
Przed startem autobusów powietrznych i samolotów naddźwiękowych. Rozważanie ekonomiczne — B. Dostatni . . . . .	4	13
Samolot jako środek masowych przewozów towarowych — B. Dostatni . . . . .	7	20
	8-9	23
Rynek lotniczy a potrzeba jego badania — B. Dostatni . . . . .	6	22
Granice opłacalności modernizacji śmigłowców — B. Grabowski, S. Warszawski . . . . .	10	16
Lotnictwo na usługach gospodarki Związku Radzieckiego . . . . .	11	14

## Nowości techniczne

Projekt samolotu pasażerskiego na krótsze trasy z silnikami nowej generacji . . . . .	1	28
Samolot pasażerski o skróconym starcie . . . . .	1	28
Samolot pionowego startu „Hummingbird”2 . . . . .	1	29
Nowa generacja śmigłowców Bell . . . . .	1	29
Nowe projekty śmigłowców Sud-Aviation . . . . .	1	29
Rakieta balistyczna „Poseidon” . . . . .	1	29
Komora marsowa . . . . .	1	30
Nowy typ amortyzatora pojemników kosmicznych . . . . .	1	30
Nowy satelita łącznościowy . . . . .	1	30
Wysoko energetyczne paliwa raketowe . . . . .	1	30
Nowa koncepcja silnika do napędu szybkich śmigłowców . . . . .	1	30

	Nr	Str.		Nr	Str.
Niemiecki samolot doświadczalny z tworzywa sztucznego . . . . .	2	28	Kanadyjski samolot pasażerski o skróconym starcie	6	26
Dalsze szczegóły na temat samolotów SAAB -1071 i 1073 . . . . .	2	29	Samolot służbowy Swearingen „Merlin”2B	6	27
Projekty samolotów VTOL firmy HFB . . . . .	2	29	Zmiany w projekcie autobusu powietrznego A-300	6	28
Nowe projekty samolotów VTOL firmy Westland	2	29	Najtrudniejszy program lotniczy USAF . . . . .	6	28
Projekt samolotu transportowego VTOL firmy Messerschmitt . . . . .	2	29	Projekt śmigłowego samolotu szturmowego . . . . .	6	28
Nowy kształt łopaty wirnika śmigłowcowego	2	30	Nowy czeskosłowacki motoszybowiec . . . . .	6	28
Próby przeciwrakiety „Spartan” . . . . .	2	30	Wirnik śmigłowcowy o składanych łopatach . . . . .	6	29
Nowe rodzaje pocisków kierowanych . . . . .	2	30	Nawigacja satelitarna dla statków . . . . .	6	29
Reaktor do zasilania dużych satelitów . . . . .	2	31	Stabilizacja satelitów i sond za pomocą koła zamachowego . . . . .	6	30
Satelita do badań radioastronomicznych	2	31	Satelity do wykrywania bogactw naturalnych . . . . .	6	30
Otrzymywanie tlenu z wody utlenionej . . . . .	2	31	Nowa rakieta nośna ze stopniem S-4B . . . . .	6	30
Pomocniczy silnik turbinowy . . . . .	2	31	Silnik General Electric CF6 o zwiększonym ciągu	6	30
Nowe dane na temat silnika „Larzac” . . . . .	2	31	Stoisko umożliwiające szybką wymianę badanych silników . . . . .	6	31
Integralne elektroniczne układy pokładowe	2	32	Największa komora bezdechowa . . . . .	6	31
Francuski odrzutowy samolot pasażerski na krótkie trasy . . . . .	3	26	Nowe amerykańskie programy samolotów wojskowych . . . . .	7	26
Autobus powietrzny firmy BAC . . . . .	3	26	Nowy projekt samolotu pasażerskiego z wentylatorami nośnymi . . . . .	7	27
Projekt samolotu transportowego STOL	3	26	Projekt lekkiego samolotu transportowego z przedstawialnym skrzydłem . . . . .	7	27
Japoński samolot-amfibia Shin Meiwa . . . . .	3	26	Potrzeba budowy samolotu pasażerskiego STOL . . . . .	7	28
Samolot-robot do zwalczania okrętów podwodnych	3	26	Projekt szybkiego śmigłowca firmy SIAI-Marchetti . . . . .	7	28
Projekt samolotu ratowniczego pionowego startu	3	27	Kanadyjsko-amerykański satelita badawczy . . . . .	7	28
Projekt śmigłowców pasażerskich z dodatkowym ciągiem . . . . .	3	27	Amerykańskie plany miękkiego lądowania na Marsie . . . . .	7	28
Projekt latającego dźwigu z wirnikiem ABC . . . . .	3	27	Zestawiony tlen dla astronautów . . . . .	7	29
Nowy napęd indywidualny dla astronautów . . . . .	3	28	Pojazd „pogo” sterowany ruchami ciała . . . . .	7	29
Nowy typ silników do sterowania położenia pojazdów kosmicznych . . . . .	3	28	Niektóre szczegóły na temat silnika CF6-50 . . . . .	7	29
Prace doświadczalne w dziedzinie silników śmigłowcowych . . . . .	3	28	Mikrominiaturyzowana platforma giroskopowa . . . . .	7	30
Nowe urządzenie nawigacyjne . . . . .	3	29	Dodatkowe oświetlenie pasa do lądowania . . . . .	7	30
Stal o granicy plastyczności 210 kG/mm <sup>2</sup> . . . . .	3	29	Rowkowanie nawierzchni pasów lotniskowych . . . . .	7	30
Projekty samolotu pasażerskiego z wentylatorami nośnymi . . . . .	4	28	Samolot szkolny AS-202 „Bravo” . . . . .	8-9	43
Zmiany w projekcie amerykańskiego SST . . . . .	4	28	Marcel Dassault „Mercure” — pierwszy duży samolot pasażerski na krótkie trasy . . . . .	8-9	44
Prace w dziedzinie samolotów ze „skrzydłem napędowym” . . . . .	4	28	Próby w locie samolotu „Mirage” F1 . . . . .	8-9	44
Badania tunelowe kłap z wirującym walcem . . . . .	4	29	Samolot L-500 do przewozu samochodów . . . . .	8-9	45
Samolot pasażerski pionowego startu z walcowymi wirnikami nośnymi . . . . .	4	29	Nowy śmigłowiec firmy Kaman . . . . .	8-9	45
Rozwój śmigłowca z wirnikiem Doranda . . . . .	4	30	Śmigłowiec Bell UH-1D z dodatkowym ciągiem . . . . .	8-9	45
Naddźwiękowy wirnik nośny . . . . .	4	30	Latająca łódź podwodna . . . . .	8-9	45
Nowa koncepcja ratowania pilotów . . . . .	4	30	Projekt statku kosmicznego z siłą nośną . . . . .	8-9	46
Pomyślny start europejskiego satelity ESRO-1	4	30	Nowy rodzaj skafandra kosmicznego . . . . .	8-9	46
Największy satelita łącznościowy . . . . .	4	30	Nowy hełm kosmiczny . . . . .	8-9	47
Anteny radioastronomicznej stacji orbitalnej „Explorer” . . . . .	4	30	Śledzenie satelitów za pomocą lasera . . . . .	8-9	47
Próba wytrzymałościowa trzeciego stopnia rakiety „Europa”2 . . . . .	4	30	Zadania sondy międzyplanetarnej „Mariner” 6 . . . . .	8-9	47
Wyłączenie satelitów „Pegasus” . . . . .	4	31	Silnik raketowy na ciekły fluor . . . . .	8-9	48
Różnice w wynikach badań sond „Mariner”5 i „Wenus”4 . . . . .	4	31	Nowa wersja silnika JT9D . . . . .	8-9	48
Pierwszy silnikowy lot szybowca kosmicznego HL-10 . . . . .	4	31	Prace nad zmniejszeniem hałasu wytwarzanego przez silniki wentylatorowe . . . . .	8-9	48
Rozwój egipskiego silnika E-300 . . . . .	4	31	Nowy optyczny system nawigacyjny . . . . .	8-9	49
Nowy przelicznik bombowy firmy SAAB . . . . .	4	32	Automatyczne określanie stanu nawierzchni pasów lotniskowych . . . . .	8-9	49
Automatyczne wykrywanie wad powierzchniowych	4	32	Zabezpieczenie lotów za pomocą radaru sterowanego maszyną cyfrową . . . . .	8-9	49
Samolot służbowy Cessna „Fanjet” . . . . .	5	26	Nowe przetworniki pomiarowe . . . . .	8-9	50
Samolot na linie lokalne Swearingen „Metro” . . . . .	5	26	Ciągnik do samolotu Boeing 747 . . . . .	8-9	50
Brazylijski samolot wielozadaniowy . . . . .	5	26	Materiał piankowy do wypełniania zbiorników paliwowych . . . . .	8-9	50
Nowy samolot służbowy firmy Beech . . . . .	5	27	Łopatkę z aluminium wzmocnionego włóknom . . . . .	8-9	51
Wersja na długie trasy samolotu L-1011 . . . . .	5	27	Elektroniczne trasowanie . . . . .	8-9	51
Prace badawcze w dziedzinie samolotów VTOL z wentylatorami nośnymi . . . . .	5	27	Nowe śmigłowce na Salonie Paryskim . . . . .	10	26
Projekty samolotu pasażerskiego VTOL firmy Sikorsky . . . . .	5	28	Wiatrakowiec „Gyroplane” . . . . .	10	27
Wirnik nośny o zmiennej średnicy . . . . .	5	28	Obecny stan rozwoju samolotu VAK 191 . . . . .	10	27
Budowa satelity „Intelsat”4 . . . . .	5	28	Próby na uwięzi samolotu Nord 500 . . . . .	10	27
Nowe satelity ATS . . . . .	5	28	Integralny zespół napędowy do szybowców . . . . .	10	28
Nowe pokrycie przeciwsłoneczne pojazdów kosmicznych . . . . .	5	29	Nowe silniki General Electric . . . . .	10	28
Baterie sond międzyplanetarnych . . . . .	5	29	Nowe małe silniki dwuprzepływowe . . . . .	10	29
Trójwałowy silnik firmy Garrett . . . . .	5	29	Prace nad zmniejszeniem dymienia przez silniki turbinowe . . . . .	10	29
Mały odrzutowy silnik Microturbo „Eclair” . . . . .	5	30	Satelita meteorologiczny „Nimbus” 3 . . . . .	10	30
Wyposażenie śmigłowca do nocnych walk . . . . .	5	30	Mały kołowy pojazd księżycowy . . . . .	10	30
Bezładnościowe urządzenia nawigacyjne do śmigłowców . . . . .	5	31	Pilot automatyczny do samolotu VFW614 . . . . .	10	30
Artyleryjskie wyposażenie obserwacyjne śmigłowca AH-56 . . . . .	5	31	Stabilizowane zawieszenie kamery filmowej . . . . .	10	30
Nowoczesny odczyt cyfrowy na obrabiarkach . . . . .	5	32	Nowy samolot z rodziny „Mirage” . . . . .	12	30
			Samolot służbowy „Mystere” 10 . . . . .	12	30
			Odrzutowy samolot służbowy firmy Swearingen	12	30
			Izraelski odrzutowy samolot wielozadaniowy . . . . .	12	31
			Nowe szczegóły na temat samolotu „Arava” . . . . .	12	31

	Nr	Str.
Udoskonalona mechanizacja skrzydła . . . . .	12	31
Szwedzki samolot szkolny . . . . .	12	31
Indyjski samolot rolniczy . . . . .	12	32
Samolot na poduszce powietrznej . . . . .	12	32
Niektóre dane na temat samolotów V/STOL . . . . .	12	32
Smigłowce Bo-105 dla marynarki USA . . . . .	12	32
Silnik „Astafan” na Salonie Paryskim . . . . .	12	33
Studia nad bezhałaśliwym silnikiem tłokowym	12	33
Konstrukcja zwierciadła zainstalowanego na		
Księżycu . . . . .	12	33
Prace nad stacją orbitalną NASA . . . . .	12	34
Niemiecko-amerykański satelita do badań jo-		
nosfery . . . . .	12	34
Niemiecko-amerykańska sonda słoneczna „Helios”	12	35
Projekty europejskich rakiet nośnych . . . . .	12	35
System kierowania samolotami szturmowymi . . . . .	12	35
Nowa metoda ratowania pilotów . . . . .	12	35
Automatyczne urządzenie rejestracji ładunków		
i pasażerów Airlord . . . . .	12	36
Nowe urządzenia w portach lotniczych . . . . .	12	36
Nowe szczegóły na temat tworzyw zbrojonych		
włóknem . . . . .	12	37
Obciążarka do dużych elementów płatowca . . . . .	12	38
Łucie z dużymi prędkościami . . . . .	12	39

## Terminologia lotnicza

Na marginesie terminologii lotniczej . . . . .	2	32
Propozycje na temat terminologii związanej z po-		
jęciem rezerwu i gwarancji — S. Orczykowski . . . . .	8—9	38
Nieco o terminologii kosmonautycznej — A. Marks . . . . .	8—9	41
Kilka uwag na temat artykułu „Nieco o termi-		
nologii kosmonautycznej” — W. Kordziński . . . . .	11	30
Terminologia lotnicza . . . . .	12	39

## Wiadomości z terenu

Przykład godny naśladowania — S. Orczykowski	1	25
Studenci z Politechniki Warszawskiej z wizytą		
w WSK Mielec — S. Orczykowski . . . . .	10	17
	10	32
	11	32

## Na półkach księgarskich

W. I. Lebedew: Człowiek w locie kosmicz-		
nym . . . . .	1	8
30 lat Wytwórni Sprzętu Komunikacyjnego w		
Mielcu . . . . .	7	15
F. Borodzik, H. Kamiński, J. Kręża-		
łek: Lotnictwo gospodarcze . . . . .	10	III okł.

## Kronika

	Nr	Str.
	1	32
	2	III okł.
	3	9
	5	II okł.
	6	II okł.
	8—9	56
	11	31
	12	II okł.

## Notatki ze świata

	3	IV okł.
	4	IV okł.
	10	II okł.
	11	31
	12	40

## Z działalności Sekcji Lotniczej SIMP

	1	IV okł.
	2	IV okł.
	3	IV okł.
	4	IV okł.
	7	II okł.
	8—9	42
40-lecie Stowarzyszenia Inżynierów i Techników		
Lotnictwa . . . . .	8—9	II okł.
	11	II okł.
Z działalności Sekcji Głównej Komunikacji Lot-		
niczej SITK . . . . .	12	II okł.
Perspektywy lotnictwa komunikacyjnego dale-		
kiego zasięgu . . . . .	12	25

## Lotnicze porty świata

Genewa — Cointrin . . . . .	2	II okł.
Paryż — Orly . . . . .	2	II okł.
Amsterdam Schiphol . . . . .	4	II okł.
Paryż Nord . . . . .	5	IV okł.
Londyn — Heathrow . . . . .	6	IV okł.
Frankfurt n. Menem . . . . .	7	III okł.
Warszawa Okęcie . . . . .	8—9	IV okł.
Lotniska Moskwy . . . . .	11	III okł.

## Lotnicze przedsiębiorstwa świata

Air France Compagnie Nationale . . . . .	10	IV okł.
Zamierzenia i plany PLL Lot . . . . .	12	26
50 lat KLM . . . . .	12	27
Air India International . . . . .	12	III okł.

## Pomoce konstruktorskie Techniki Lotniczej i Astronautycznej

Pomoce inżyniera prób w locie		
Dokończenie z nru 11/68 . . . . .	1	III okł.
Dokończenie z nru 1/69 . . . . .	3	III okł.



# SPIS TREŚCI WEDŁUG ZESZYTÓW

## Zeszyt 1

J. Koniuszewski: 40 lat polskiego lotnictwa komunikacyjnego	Str. 1
B. Dostatni: Tendencje koniunkturalne w transporcie lotniczym	6
Biblioteczka Astronautyczna	8
A. Zawadzki: Postęp w realizacji programu „Apollo”	9
R. Łączkowski: Metoda obliczania krytycznych prędkości obrotowych wirników przewieszonych	12
J. Osiński: Międzynarodowy transport lotniczy na XVI Zgromadzeniu Ogólnym ICAO	17
J. Suprym, R. Kosioł: Szczególny przypadek niestacynowości śmigłowców na ziemi	19
E. Łuczywek, A. Tarnogrodzki: Kształt czołowej fali uderzeniowej w locie prostoliniowym z przyspieszeniem	22
WIADOMOŚCI Z TERENU	
Przykład godny naśladowania	25
Skrawanie adaptacyjne — A. G.	26
Turbinowy silnik śmigłowy TPE 331 — W. K.	27
NOWOŚCI TECHNICZNE	28
POMOCE KONSTRUKTORSKIE TECHNIKI LOTNICZEJ I ASTRONAUTYCZNEJ	32
LOTNICZE PORTY ŚWIATA	II okł.
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZEJ SIMP	IV okł.
CO PISZĄ INNI	skrz.

## Zeszyt 2

A. Marks.: Zadania „Sondy” 5	1
A. Glass: Szybowcowe Mistrzostwa Świata 1968. III. Najciekawsze konstrukcje drewniane klasy standard	3
J. Borzyszkowski: Metodyka wyznaczania trwałości konstrukcji lotniczych	7
B. Dostatni: Ekonomiczne problemy transportu lotniczego a prognozy jego rozwoju	10
B. Gruchelski: Przegląd i ocena tworzyw stosowanych w budowie samolotów komunikacyjnych	13
T. Wanat: Niektóre zagadnienia kontroli stanu technicznego samolotów pasażerskich	16
M. Zebrowski: Turbulencja w atmosferze	20
W. Kordziński: O możliwościach odwzorowywania na stoisku warunków pracy w locie silników turbiniowych	23
Samolot pionowego startu Hawker Siddeley „Harrier” — W. K.	26
Samolot transportowy Lockheed „Galaxy” — W. K.	27
NOWOŚCI TECHNICZNE	28
Na marginesie terminologii technicznej	32
LOTNICZE PORTY ŚWIATA	
Genewa—Cointrin	II okł.
KRONIKA	III okł.
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZEJ SIMP	IV okł.
CO PISZĄ INNI	skrz.

## Zeszyt 3

A. Zawadzki: Program użytkowy „Apollo”	1
W. Stafiej: Problemy współczesnej techniki szybowcowej	5
KRONIKA	9, 12
P. Wolański: Rury i tunele uderzeniowe	10
W. Wilanowski: Charakterystyki eksploatacyjne samolotu Tu-134 w porównaniu z innymi samolotami tej klasy	13
B. Dostatni: Samoloty naddźwiękowe oraz autobusy powietrzne w polskim transporcie lotniczym	17
J. Koniuszewski: 40 lat polskiego lotnictwa komunikacyjnego	19
B. Wiślicki: Ocena właściwości paliw naftowych do silników turbinowych w modelowych komorach spalania	22
NOWOŚCI TECHNICZNE	
Nowe materiały narzędziowe — A. G.	26
Urządzenie fotograficzno-retransmisyjne pojazdów kosmicznych „Lunar Orbiter” — A. Marks	30
Przewidywania rozwojowe transportu lotniczego — B. D.	31
	32
LOTNICZE PORTY ŚWIATA	
Paryż—Orly	II okł.
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZEJ SIMP	IV okł.
NOTATKI ZE ŚWIATA	IV okł.
CO PISZĄ INNI	skrz.

## Zeszyt 4

A. Marks: Pierwsza wyprawa w kierunku Księżyca	1
A. Marks: Radziecki statek kosmiczny „Sojuz”	4

E. Łuczywek, A. Tarnogrodzki: Kształt czołowej fali uderzeniowej w locie prostoliniowym z przyspieszeniem. Część II. Lot ze zmiennym przyspieszeniem	Str. 5
S. Szczeciński, S. Wiśniewski: Wpływ luzu wierzchołkowego łopatek sprężarki osiowej na jej parametry	9
WARTO PRZECZYTAĆ	12
B. Dostatni: Przed startem autobusów powietrznych i samolotów naddźwiękowych. Rozważania ekonomiczne	13
J. Koniuszewski: 40 lat polskiego lotnictwa komunikacyjnego (dok.)	16
M. Zebrowski: Lot w turbulencji według wskazań przyrządów pokładowych	19
M. Kwiatkowski: Kształtowanie rdzenia komórkowego metodą zginania dla krzywoliniowych konstrukcji przekładkowych	25
NOWOŚCI TECHNICZNE	28
POMOCE KONSTRUKTORSKIE TECHNIKI LOTNICZEJ I ASTRONAUTYCZNEJ: Pomoce inżyniera prób w locie — (dok. z nru 3/69)	32
LOTNICZE PORTY ŚWIATA	
Amsterdam — Schiphol	II okł.
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZEJ SIMP	IV okł.
NOTATKI ZE ŚWIATA	IV okł.

## Zeszyt 5

A. Marks: Manewr połączenia statków „Sojuz”	1
Pierwsza wyprawa w sąsiedztwo Księżyca (dok.)	2
A. Glass: Farnborough 1968. Szybowce i samoloty lekkie	5
B. Dostatni: Przed startem autobusów powietrznych i samolotów naddźwiękowych. Rozważania ekonomiczne (dok.)	9
M. Zebrowski: Lot w turbulencji według wskazań przyrządów pokładowych (dok.)	12
E. Kołodziński: Niektóre zagadnienia budowy nawierzchni lotniskowych	14
Z. Pytlewski: Możliwości obliczania wpływu błota i wody na nawierzchni pasa startowego na długość rozbiegu samolotów odrzutowych	18
T. Brzycki, B. Grabowski: Ekonomiczna efektywność zastosowania frezarek ze sterowaniem programowym	21
Na marginesie artykułu „Aeroflot” opublikowanego w nrze 11 z 1968 Techniki Lotniczej i Astronautycznej — B. Dostatni	25
NOWOŚCI TECHNICZNE	26
Nowe materiały narzędziowe do obróbki materiałów lotniczych — A. G.	31
Samolot szkolny Beagle „Pup” — W. K.	32
Zapowiedź Konkursu TECHNIKA LOTNICZA W DWUDZIESTOPIĘCIOLECIU PRL	II okł.
KRONIKA	II okł.
ODCZYTY	II okł.
WIADOMOŚCI Z TERENU	III okł.
Z DZIAŁALNOŚCI ZPIL (Związku Polskich Inżynierów Lotniczych). Przed 30 laty	III okł.
LOTNICZE PORTY ŚWIATA	
Paryż—Nord	IV okł.
CO PISZĄ INNI	skrz.

## Zeszyt 6

A. Marks: Zadania lotu statku „Apollo” 9	1
Pojazdy bezskrzydłowe z siłą nośną — oprac. S. M. Kołodyński	3
Urządzenie telewizji pokładowej Polyscan — M. Z.	7
A. Glass: Farnborough 1968. Ciekawsze samoloty i projekty	8
J. Fałęcki: Lotnicze silniki Wankla	12
M. Mokszyżczak, Z. Stelmaszczyk: Kontrola silników turbinowych w czasie ich eksploatacji	15
Z. Pytlewski: Niebezpieczeństwo tworzenia się mgieł na lotniskach i ich zwalczanie	19
Z. Łopatek: Wpływ stałego pochylecia niwelety drogi startowej na długość startu samolotów odrzutowych	20
B. Dostatni: Rynek lotniczy i potrzeba jego badania	22
OPRACOWANIA NAUKOWO-TECHNICZNE ZWIĄZANE Z ROZWOJEM TECHNIKI LOTNICZEJ	25
NOWOŚCI TECHNICZNE	26
Silniki na wystawie w Hanowerze — W. K.	32
JUBILEUSZE	II okł.
KRONIKA	II okł.
LOTNICZE PORTY ŚWIATA	
Londyn—Heathrow	IV okł.
CO PISZĄ INNI	skrz.

Rozmowa z płk. Stanisławem Skalskim, sekretarzem generalnym Aeroklubu Polskiej Rzeczypospolitej Ludowej — Stefan Sulikowski i M. Klara Szurmak . . . . .	1
Rozmowa z mgr-em inż. Władysławem Nowakowskim, dyrektorem Zakładów Sprzętu Lotnictwa Sportowego w Bielsku-Białej — Bronisław Dostatni i M. Klara Szurmak . . . . .	4
C. Puzyna: Wyniki badań hałasu i drgań na krajowych samolotach pasażerskich . . . . .	7
A. Glass: Farnborough 1968. Śmigłowce i samoloty VTOL . . . . .	11
NA PÓLKACH KSIĘGARSKICH . . . . .	15
J. Fałęcki: Lotnicze silniki Wankla (dok.) . . . . .	16
B. Dostatni: Samolot jako środek masowych przewozów towarowych . . . . .	20
H. Krasowski: Turbulencja pozachmurowa CAT . . . . .	24
NOWOŚCI TECHNICZNE . . . . .	26
A. Marks: Urządzenia do łączenia pojazdów kosmicznych . . . . .	31
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZEJ SIMP . . . . .	II okł.
KRONIKA . . . . .	II okł.
LOTNICZE PORTY ŚWIATA Frankfurt n. Menem . . . . .	III okł.
KONKURS — TECHNIKA LOTNICZA W DWUDZIE- STOPIĘCIOLECIU PRL . . . . .	IV okł.
NOTATKI ZE ŚWIATA . . . . .	III skrz.
CO PISZĄ INNI . . . . .	IV skrz.

## Zeszyt 8/9

Rozmowa z Dowódcą Wojsk Lotniczych PRL, gen. dyw. pil. Janem Raczkowskim — S. Sulikowski, i M. K. Szurmak . . . . .	1
A. Marks: Lot statku „Apollo” 10 . . . . .	5
Orbitalne obserwatorium astronomiczne OAO-2 — opr. S. Kołodyński . . . . .	9
A. Glass: Przyszłość szybowców zawodniczych . . . . .	10
A. Kowalewicz, L. Kozłowski: Lotniskowe tłumiki hałasu — cz. I . . . . .	14
Z. Łopatek: Wpływ zróżnicowanego pochylecia niwelety drogi startowej na długość startu samolotów transportowych . . . . .	17
S. Szczeciński, J. Otyś: Niektóre zagadnienia optymalnego chłodzenia lotniczych silników tłokowych . . . . .	20
B. Dostatni: Samolot jako środek masowych przewozów towarowych (dok.) . . . . .	23
M. Zebrowski: Pomiar widzialności na pasie startowym RVR . . . . .	26
M. Jasiński: Algorytmizacja projektowania procesów technologicznych części maszyn . . . . .	29
W. Stafiej: Szkic monograficzny Szybowcowego Zakładu Doświadczalnego . . . . .	34
S. Orzykowski: Propozycje na temat terminologii związanej z pojęciem resursu i gwarancji . . . . .	38
A. Marks: Nieco o terminologii kosmonautycznej . . . . .	41
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZEJ SIMP . . . . .	42
NOWOŚCI TECHNICZNE . . . . .	43
Słoneczne termiczne silniki rakietowe — A. M. . . . .	52
Odtwarzanie w laboratoriach warunków przestrzeni kosmicznej — B. G. . . . .	53
LITAS — nowy system świetlnej pomocy dla podejścia do lądowania — M. Ż. . . . .	54
Uzyskanie zezwolenia przez przedsiębiorstwa lotnicze na lądowanie w warunkach meteorologicznych II kat. — M. Ż. . . . .	55
KRONIKA . . . . .	56
40-lecie Stowarzyszeń Inżynierów i Techników Lotnictwa . . . . .	II i III okł.
WSK Mielec otrzymała Sztandar Przechodni . . . . .	III okł.
Niezwykły jubileusz . . . . .	III okł.
LOTNICZE PORTY ŚWIATA Warszawa — Okęcie . . . . .	IV okł.

## Zeszyt 10

A. Marks: Lądowanie pierwszych ludzi na Księżycu . . . . .	1
W. Kordziński: Tendencje w rozwoju napędów śmigłowcowych . . . . .	8

Z. Brodzki: Śmigłowce „sprzężone” . . . . .	12
B. Grabowski, Z. Warszawski: Granice opłacalności modernizacji śmigłowców . . . . .	16
Studenci z Politechniki Warszawskiej z wizytą w WSK Mielec . . . . .	17
W. Sołtyk: Perspektywy polskiego przemysłu lotniczego . . . . .	18
A. Glass: Przyszłość szybowców zawodniczych (dok.) . . . . .	20
A. Kowalewicz, L. Kozłowski: Lotniskowe tłumiki hałasu (dok.) . . . . .	22
NOWOŚCI TECHNICZNE . . . . .	27
Śmigłowiec VFW H3 „Sprinter” — W. K. . . . .	31
Silnik dwuprzepływowy do napędu śmigłowców — W. K. . . . .	32
WIADOMOŚCI Z TERENU . . . . .	32
NOTATKI ZE ŚWIATA . . . . .	II okł.
NA PÓLKACH KSIĘGARSKICH . . . . .	III okł.
LOTNICZE PRZEDSIĘBIORSTWA ŚWIATA Air France Compagnie . . . . .	IV okł.
CO PISZĄ INNI . . . . .	III i IV skrz.

## Zeszyt 11

Rozmowa z przedstawicielem „Aeroflotu” w Polsce, dyrektorem Nikolajem Czernyszewem — M. Klara Szurmak i Stefan Sulikowski . . . . .	1
A. Marks: Osiągnięcia selenonautyki radzieckiej . . . . .	3
K. Szumielewicz: Samolot Il-62. Charakterystyki i osiągi . . . . .	6
Samolot Tu-144 — W. K. . . . .	12
Samolot Tu-154 — W.K. . . . .	13
B. Dostatni: Lotnictwo na usługach gospodarki Związku Radzieckiego . . . . .	14
„Fotoreportaż” z Księżycy — oprac. W. K. . . . .	15
J. Grzegorzewski: Radzieckie cywilne silniki lotnicze . . . . .	19
H. Zimakowski: Zastosowanie teorii masowej obsługi do technicznej obsługi samolotów . . . . .	25
Gustaw Andrzej Mokrzycki — W. Zaremba . . . . .	29
W. Kordziński: Kilka uwag na temat artykułu „Nieco o terminologii kosmonautycznej” . . . . .	30
KRONIKA . . . . .	31
NOTATKI ZE ŚWIATA . . . . .	31
WIADOMOŚCI Z TERENU . . . . .	32
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZEJ SIMP . . . . .	II i III okł.
LOTNICZE PORTY ŚWIATA Lotniska Moskwy . . . . .	III okł.
CO PISZĄ INNI . . . . .	skrz.

## Zeszyt 12

A. Marks: Badania Marsa za pomocą sond kosmicznych . . . . .	1
A. Glass: Główne problemy polskiego przemysłu lotniczego . . . . .	7
W. Sołtyk: Drogi rozwoju samolotów rolniczych (Odpowiedź sceptykom) . . . . .	10
R. Wiatrek: Niektóre zagadnienia turbinowych zespołów pompowych silników rakietowych . . . . .	13
M. Zebrowski: Podział pracy załogi samolotu w czasie podchodzenia do lądowania w złych warunkach meteorologicznych . . . . .	15
C. Puzyna: Wyniki badań nauszniaków przeciwhałasowych pilotów samolotów pasażerskich . . . . .	17
B. Dostatni: Muzeum Lotnictwa w Krakowie . . . . .	22
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI GŁÓWNEJ KOMUNIKACJI LOTNICZEJ SITK: . . . . .	
Perspektywy lotnictwa komunikacyjnego dalekiego zasięgu . . . . .	25
B. Dostatni: Zamierzenia i plany PLL „Lot” . . . . .	26
50 lat KLM . . . . .	27
Gustaw Andrzej Mokrzycki — W. Zaremba . . . . .	28
Mały samolot służbowy Wing „Derringer” — W. K. . . . .	29
NOWOŚCI TECHNICZNE . . . . .	30
TERMINOLOGIA LOTNICZA . . . . .	39
NOTATKI ZE ŚWIATA . . . . .	40
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZEJ SIMP . . . . .	II okł.
KRONIKA . . . . .	II okł.
LOTNICZE PRZEDSIĘBIORSTWA ŚWIATA Air India International . . . . .	III okł.
CO PISZĄ INNI . . . . .	skrz.

# ALFABETYCZNY SPIS AUTORÓW

	Str.		Str.
<b>B</b>			
<b>Borzyszkowski Jerzy:</b> Metodyka wyznaczania trwałości konstrukcji lotniczych . . . . .	1 7		
<b>Brodzki Zdzisław:</b> Śmigłowce „sprzężone” . . . . .	10 12		
<b>Brzyski Tadeusz:</b> Ekonomiczna efektywność zastosowania frezarek ze sterowaniem programowym . . . . .	5 21		
<b>D</b>			
<b>Dostatni Bronisław:</b> Tendencje koniunkturalne w transporcie lotniczym . . . . .	1 6		
<b>Ekonomiczne problemy transportu lotniczego a prognozy jego rozwoju . . . . .</b>	2 10		
<b>Samoloty naddźwiękowe oraz autobusy powietrzne w polskim transporcie lotniczym . . . . .</b>	3 17		
<b>Przed startem autobusów powietrznych i samolotów naddźwiękowych. Rozważania ekonomiczne . . . . .</b>	4 13 5 9		
<b>Na marginesie artykułu „Aeroflot” opublikowanego w nrze 11 z 1968 Techniki Lotniczej i Astronautycznej . . . . .</b>	5 25 6 22		
<b>Rynek lotniczy i potrzeba jego badania . . . . .</b>	7 4		
<b>Bronisław Dostatni:</b> Rozmowa z mgrem inż. Władysławem Nowakowskim dyrektorem Zakładów Sprzętu Lotnictwa Sportowego w Bielsku-Białej . . . . .	7 4		
<b>Samolot jako środek masowych przewozów towarowych . . . . .</b>	7 20 8-9 23		
<b>Lotnictwo na usługach gospodarki Związku Radzieckiego . . . . .</b>	11 14		
<b>Muzeum Lotnictwa w Krakowie . . . . .</b>	12 22		
<b>Zamierzenia i plany PLL „Lot” . . . . .</b>	12 26		
<b>F</b>			
<b>Fałęcki Julian:</b> Lotnicze silniki Wankla . . . . .	6 12 7 16		
<b>G</b>			
<b>Glass Andrzej:</b> Szybowcowe Mistrzostwa Świata 1968. III. Najciekawsze konstrukcje drewniane klasy standard . . . . .	2 3		
<b>Farnborough 1968, szybowce i samoloty lekkie . . . . .</b>	5 5		
<b>Farnborough 1968. Ciekawe samoloty i projekty . . . . .</b>	6 8		
<b>Farnborough 1968. Śmigłowce i samoloty VTOL . . . . .</b>	7 11		
<b>Przyszłość szybowców zawodniczych . . . . .</b>	8-9 10 10 20		
<b>Główne problemy polskiego przemysłu lotniczego . . . . .</b>	12 7		
<b>Grabowski Bogdan:</b> Ekonomiczna efektywność zastosowania frezarek ze sterowaniem programowym . . . . .	5 21		
<b>Granice opłacalności modernizacji śmigłowców . . . . .</b>	10 21		
<b>Gruchelski Bogusław:</b> Przegląd i ocena tworzyw stosowanych w budowie samolotów komunikacyjnych . . . . .	2 13		
<b>Grzegorzewski Jerzy:</b> Radzieckie cywilne silniki lotnicze . . . . .	11 19		
<b>J</b>			
<b>Jasiński Marek:</b> Algoritmizacja projektowania procesów technologicznych części maszyn . . . . .	8-9 29		
<b>K</b>			
<b>Kołodziński Stefan M.:</b> Pojazdy bezskrzydłowe z siłą nośną . . . . .	6 3		
<b>Orbitalne obserwatorium astronomiczne OAO-2 . . . . .</b>	8-9 9		
<b>Kołodziński Eligiusz:</b> Niektóre zagadnienia budowy nawierzchni lotniskowych . . . . .	5 14		
<b>Koniuszewski Jan:</b> 40 lat polskiego lotnictwa komunikacyjnego . . . . .	1 1 3 19 4 16		
<b>Kordziński Walerian:</b> O możliwościach odwzorowywania na stoisku warunków pracy w locie silników turbiniowych . . . . .	2 23		
<b>Kordziński Walerian:</b> Tendencje w rozwoju napędów śmigłowcowych . . . . .	10 8		
<b>Kilka uwag na temat artykułu i „Nieco o terminologii kosmonautycznej” . . . . .</b>	11 30		
<b>Kosiol Ryszard:</b> Szczególny przypadek niestateczności śmigłowców na ziemi . . . . .	1 19		
<b>Kowalewicz Andrzej:</b> Lotniskowe tłumiki hałasu . . . . .	8-9 14 10 22 8-9 14		
<b>Kozłowski Lech:</b> Lotniskowe tłumiki hałasu . . . . .	8-9 14 10 22 7 24		
<b>Krasowski Henryk:</b> Turbulencja pozachmurowa CAT			
<b>Kwiatkowski Mieczysław:</b> Kształtowanie rdzenia komórkowego metodą zginania dla krzywoliniowych konstrukcji przekładkowych . . . . .	4 25		
<b>Ł</b>			
<b>Łączkowski Ryszard:</b> Metoda obliczania krytycznych prędkości obrotowych wirników przewieszonych . . . . .	1 12		
<b>Lopatek Zdzisław:</b> Wpływ stałego pochylenia niwelety drogi startowej na długość startu samolotów odrzutowych . . . . .	6 20		
<b>Wpływ zróżnicowanego pochylenia niwelety drogi startowej na długość startu samolotów transportowych . . . . .</b>	8-9 17		
<b>Łuczywek Eugeniusz:</b> Kształt czołowej fali uderzeniowej w locie prostoliniowym z przyspieszeniem . . . . .	4 5		
<b>M</b>			
<b>Marks Andrzej:</b> Zadania „Sondy”5 . . . . .	2 1		
<b>Urządzenie fotograficzno-retransmisyjne pojazdów kosmicznych „Lunar Orbiter” . . . . .</b>	3 31		
<b>Pierwsza wyprawa w kierunku Księżyca . . . . .</b>	4 1 5 2 5 2		
<b>Radziecki statek kosmiczny „Sojuz” . . . . .</b>	4 4		
<b>Manewr połączenia statków „Sojuz” . . . . .</b>	5 1		
<b>Zadania lotu statku „Apollo”9 . . . . .</b>	6 1		
<b>Urządzenia do łączenia pojazdów kosmicznych . . . . .</b>	7 31		
<b>Lot statku „Apollo”10 . . . . .</b>	8-9 5		
<b>Nieco o terminologii kosmonautycznej . . . . .</b>	8-9 41		
<b>Słoneczne termiczne silniki raketowe . . . . .</b>	8-9 52		
<b>Łądowanie pierwszych ludzi na Księżycu . . . . .</b>	10 1		
<b>Osiągnięcia selenonautyki radzieckiej . . . . .</b>	11 3		
<b>Badania Marsa za pomocą sond kosmicznych . . . . .</b>	12 1		
<b>Mokszyszczak Mieczysław:</b> Kontrola silników turbiniowych w czasie ich eksploatacji . . . . .	6 15		
<b>O</b>			
<b>Orczykowski Stanisław:</b> Przykład godny naśladowania Propozycje na temat terminologii związanej z pojęciem rezerwu i gwarancji . . . . .	1 25 8-9 38		
<b>Osiński Jerzy:</b> Międzynarodowy transport lotniczy na XVI Zgromadzeniu Ogólnym ICAO . . . . .	1 17		
<b>Otyś Jerzy:</b> Niektóre zagadnienia optymalnego chłodzenia lotniczych silników tłokowych . . . . .	8-9 20		
<b>P</b>			
<b>Pytlewski Zdzisław:</b> Możliwość obliczania wpływu błota i wody na nawierzchni pasa startowego na długość rozbiegu samolotów odrzutowych . . . . .	5 18		
<b>Niebezpieczeństwo tworzenia się mgieł na lotniskach i ich zwalczanie . . . . .</b>	6 19		
<b>Puzyna Czesław:</b> Wyniki badań hałasu i drgań na krajowych samolotach pasażerskich . . . . .	7 7		
<b>Wyniki badań nauszników przeciwhałasowych pilotów samolotów pasażerskich . . . . .</b>	12 17		
<b>S</b>			
<b>Sołtyk Witold:</b> Perspektywy polskiego przemysłu lotniczego . . . . .	10 18		
<b>Drogi rozwoju samolotów rolniczych (Odpowiedź sceptykom) . . . . .</b>	12 10		
<b>Stafiej Wiesław:</b> Problemy współczesnej techniki szybowcowej . . . . .	3 5		
<b>Szkic monograficzny Szybowcowego Zakładu Doświadczanego . . . . .</b>	8-9 34		
<b>Stelmaszczuk Zdzisław:</b> Kontrola silników turbiniowych w czasie ich eksploatacji . . . . .	6 15		
<b>Sutkowski Stefan:</b> Rozmowa z płk. Stanisławem Skalskim, sekretarzem generalnym Aeroklubu Polskiej Rzeczypospolitej Ludowej . . . . .	7 1		
<b>Rozmowa z Dowódcą Wojsk Lotniczych PRL, gen. dyw. pil. Janem Rączkowskim . . . . .</b>	8-9 1		
<b>Rozmowa z przedstawicielem Aeroflotu w Polsce, dyrektorem Mikołajem Czernyszewem . . . . .</b>	11 1		
<b>Suprym Janusz:</b> Szczególny przypadek niestateczności śmigłowców na ziemi . . . . .	1 19		
<b>Szczeciński Stefan:</b> Wpływ luzu wierzchołkowego łopatek sprężarki osiowej na jej parametry . . . . .	4 9		
<b>Niektóre zagadnienia optymalnego chłodzenia lotniczych silników tłokowych . . . . .</b>	8-9 20		
<b>Szumielewicz Kazimierz:</b> Samolot Il-62. Charakterystyki i osiągi . . . . .	11 6		
<b>Szurmak M. Klara:</b> Rozmowa z płk. Stanisławem Skalskim, sekretarzem generalnym Aeroklubu Polskiej Rzeczypospolitej Ludowej . . . . .	7 1		
<b>Rozmowa z mgrem inż. Władysławem Nowakowskim, dyrektorem Zakładów Sprzętu Lotnictwa Sportowego w Bielsku-Białej . . . . .</b>	7 4		
<b>Rozmowa z Dowódcą Wojsk Lotniczych PRL, gen. dyw. pil. Janem Rączkowskim . . . . .</b>	8-9 1		
<b>Rozmowa z przedstawicielem „Aeroflotu” w Polsce, dyrektorem Mikołajem Czernyszewem . . . . .</b>	11 1		

**T**

Tarnogrodzki Antoni: Kształt czołowej fali uderzeniowej w locie prostoliniowym z przyspieszeniem . . .	1	22
	4	5

**W**

Wanat Tadeusz: Niektóre zagadnienia kontroli stanu technicznego samolotów pasażerskich . . .	2	16
Warszawski Stanisław: Granice opłacalności modernizacji śmigłowców . . .	10	16
Wiatrek Ryszard: Niektóre zagadnienia turbinowych zespołów pompowych silników rakietowych . . .	12	13
Wilanowski Włodzimierz: Charakterystyki eksploatacyjne samolotów Tu-134 w porównaniu z innymi samolotami tej klasy . . .	3	13
Wiślicki Bogdan: Ocena właściwości paliw naftowych do silników turbinowych w modelowych komorach spalania . . .	3	22

Wiśniewski Stefan: Wpływ luzu wierzchołkowego łopatek sprężarki osiowej na jej parametry . . .	4	9
Wolański Piotr: Rury i tunele uderzeniowe . . .	2	10

**Z**

Zaremba Waclaw: Gustaw Andrzej Mokrzycki . . .	11	29
	12	28
Zawadzki Andrzej: Postęp w realizacji programu „Apollo” . . .	1	9
Program użytkowy „Apollo” . . .	3	1
Zimakovski Henryk: Zastosowanie teorii masowej obsługi do technicznej obsługi samolotów . . .	12	25
Zebrowski Marek: Turbulencja w atmosferze . . .	2	20
Lot turbulencji według wskazań przyrządów pokładowych . . .	4	19
	5	12
Pomiar widzialności na pasie startowym RVR . . .	8-9	26
Zebrowski Marek: Podział pracy załogi samolotu w czasie podchodzenia do lądowania w złych warunkach meteorologicznych . . .	12	15

# WIADOMOŚCI Z TERENU

## KTO ZABEZPIECZA NAS W KADRĘ INŻYNIERYJNO-TECHNICZNĄ?

Rokrocznie już, gdy zbliża się uroczysta inauguracja nowego roku akademickiego lubelskiej Wyższej Szkoły Inżynierskiej uwaga kierownictwa naszego przedsiębiorstwa i wielu naszych inżynierów skierowana jest ku tej uczelni. W szeregach Senatu Uczelni i wśród jej wykładowców znajdują się nasi dawni towarzysze pracy zawodowej i organizacyjnej; wśród licznych studentów WSI sporo jest pracowników i dzieci pracowników Wytwórni Sprzętu Komunikacyjnego.

Jak kształtowała się liczba naszych pracowników wśród rzeszy studentów studiów zaocznych i wieczorowych niech świadczy załączone zestawienie:

w roku 1965/66 na WSI było 70 studentów z WSK, zaś w latach następnych 44 i 51. Wreszcie w roku 1968/69 na WSI uczyło się 179 studentów związanych z WSK, z tej liczby 114 na studiach wieczorowych i 65 na zaocznych. W tym samym roku ukończyło studia i zdobyło dyplom inżyniera 50 pracowników WSK, w tym 45 na studiach wieczorowych i 5 na zaocznych. Nieraz już podkreślaliśmy znaczenie, jakie mają dla naszego zakładu bliskie kontakty z naszą techniczną uczelnią. Przypominamy, że obecny prorektor d.s. nauki doc. mgr inż. R. Cylc był wykładowcą na kursie magisterskim prowadzonym w WSK przez Politechnikę Krakowską, prorektor d.s. nauczania doc. mgr inż. S. Bobiński był kierownikiem Wydziału Narzędziowni WSK i członkiem Prezydium Koła Zakładowego SIMP — wresz-

cie rektor szkoły doc mgr inż. S. Podkowa (będąc jeszcze dyrektorem inwestycyjnym FSC) wykształcił i ukierunkował wielu inżynierów, którzy z nim wówczas pracowali, a dziś tworzą kadrę kierowniczą.

Nasza WSK może pochwalić się poważnymi osiągnięciami w swej współpracy z Wyższą Szkołą Inżynierską.

W ramach tej współpracy rozwiązano niejedyn trudny problem techniczny, a przedsiębiorstwo dopomagając uczelni wykonało w ramach swych możliwości produkcyjnych wiele urządzeń dla jej pracowników i laboratoriów.

Przy nowym kierownictwie Wytwórni Sprzętu Komunikacyjnego kontakty te będą pogłębiane w kierunku wzajemnej wymiany doświadczeń i łączenia nauki z techniką.

Przykład prawidłowego ustawienia zagadnień daje jeden z punktów planu działalności Koła SIMP przy WSK, w którym wytyczono współpracę z Kołem SIMP przy WSI. Należy sądzić, że kolidy z kadry kierowniczej Zakładu Doświadczalnego WSK potrafią wykorzystać szansę, jaką może stworzyć kontakt z bazą naukową i techniczną Wyższej Szkoły Inżynierskiej.

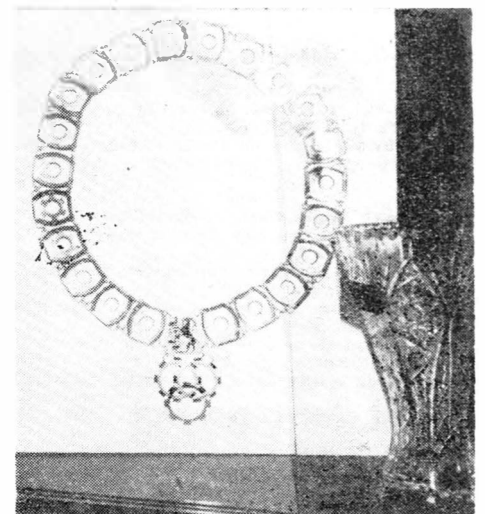
Podobnie korzystnie dla naszego przedsiębiorstwa układają się kontakty Działu Głównego Metalurgia oraz Laboratorium Centralnego z Zakładami Fizyki Doświadczalnej i Chemii Fizycznej UMCS w Lublinie.

Współpraca między Uniwersytetem i WSK zapoczątkowana jeszcze przez władze uczelni profesorów dra L. Seidlera i dra W. Żuka przyniosła wartościowe wyniki: przedsiębiorstwo nasze wykonało samodzielnie (korzystając jedynie ze wskazówek i uproszczonej dokumentacji technicznej) komorę elektromagnetycznego separatora izotopów. Prowadzono wiele wspólnych prac badawczych z zakresu pomiaru naprężeń w probach z łopatomi wirnika śmigłowca SM-2. Organizowano odczyty pracowników naukowych UMCS dla załogi WSK i praktyki wakacyjne w naszym zakładzie dla studentów UMCS. Wiele prac dyplomowych studentów fizyki i chemii miało swe źródło w tematach postępu technicznego zakładu. Zapoczątkowano też współpracę z Katedrą Mechanizacji a obecnie z Instytutem Mechanizacji Rolnictwa WSR kierowanym przez prof. dra J. Hamana. Na początku nowego roku akademickiego na ręce Ich Magnificencji Rektorów Wyższej Szkoły Inżynierskiej, Uniwersytetu im. Marii Curii Skłodowskiej oraz Wyższej Szkoły Rolniczej składamy wyrazy podziękowania za współpracę z przemysłem lotniczym oraz najlepsze życzenia dalszej pomyślnej działalności dla dobra nauki i gospodarki Kraju.

Przedstawiciel Dyrekcji WSK Swidnik dla kontaktów z uczelniami, sekretarz Zakładowego Koła SIMP mgr inż. A. Hadrawa

Prezydium Towarzystwa Przyjaciół Wyższej Szkoły Inżynierskiej z rektorem doc. mgrem inż. Stanisławem Podkową i przewodniczącym Towarzystwa Przyjaciół WSI mgrem Mieczysławem Martynem w WSK Swidnik z okazji przekazania WSI ufundowanych przez WSK insygniów dziekana Wydziału Mechanicznego doc. mgr inż. Ryszarda Cylca, obecnego prorektora d.s. nauki

Ufundowane przez WSK insygnia



**Очередной шаг на пути к орбитальным станциям**

В статье перечислены все те советские космические эксперименты, которые следовало бы считать за составляющие элементы программы, конечной целью которой будет построение космической станции на орбите. Далее описывается грушевый полет космических кораблей „Союз” 6.7 и 8, который был очередным шагом на пути монтажа на орбите больших объектов предназначенных также и для межпланетных полетов экипажей.

KORDZIŃSKI W.

629.19

**Космический корабль Лунник LM**

В начале статьи приводится сравнение трех методов, при помощи которых можно реализовать полет людей на Луну. Поясняются причины почему Американские ученые предпочли полет на Луну в двух этапах, где космонавты встречались на орбите вокруг Луны с основным кораблем. Подчеркивается роль какую сыграл в этом варианте корабль LM, на котором космонавты опустились на поверхность Луны и взлетали из нее. Дается краткое описание истории развития корабля LM и описываются его посадочная и взлетная часть. Во второй части статьи будет описана аппаратура создающая жизненные условия космонавтам, контрольную навигационную аппаратуру и аппаратуру радиосвязи.

BŁAŻEWICZ W.

620.178.3:629.13.012

**Скорость распространения усталостных трещин в самолетных конструкциях**

Описываются методы оценки усталостной прочности самолетной конструкции. Обосновано значение уменьшения скорости распространения усталостных трещин для конструкции оцениваемой методом контролируемой прочности. Даются результаты испытаний применения пластической деформации для уменьшения скорости распространения трещин. Испытания проводились при постоянных амплитудах нагрузок. Рассматривается распространение трещин в конструкции при нагрузках с переменной амплитудой (типичные усталостные нагрузки самолета). Дается метод расчета распространения трещин при таких нагрузках исходя из исследований проведенных при постоянной амплитуде. Результаты расчетов проведенных с помощью поданной методики для конструкции с уменьшенной скоростью распространения трещин показывают что имеется возможность значительно увеличения срока эксплуатации конструкции с существующей трещиной.

CZAPLICKI J.  
SZCZECIŃSKI S.

621.438:621.454

**Новые материалы и новые конструктивные формы авиационных газотурбинных двигателей**

В статье содержится краткая характеристика конструктивных материалов применяемых при изготовлении современных авиационных газотурбинных двигателей. Описываются направления развития высокопрочных и жароупорных материалов. Рассматриваются применяемые формы в конструкции с целью уменьшения веса двигателей, улучшения производства и эксплуатационных свойств.

OLEARCZUK E.

62.004(063)

**II Симпозиум по Эксплуатации Технических Устройств**

В статье представлен цель и тематика II Симпозиума по Эксплуатации Технических Устройств. Кратко излагаются доклады, касающиеся эксплуатации авиационного оборудования. Излагаются выводы сформулированные в завершении работ симпозиона.

KUJAWSKA D.

388.9(438):656.7(438)

**Ситуация Польши на авиационном рынке по пассажирским перевозкам дальних рейсов**

В авиационном транспорте перевозки пассажиров на дальних трассах показывают значительно большую динамику развития чем перевозки на трассах коротких и средней дальности. Если рассмотреть отдельные авиационные трассы, то оказывается, что самое большое количество перевозок осуществляется на трассах между Северной Америкой и Европой. Имея ввиду выше указанное утверждение в статье доказывается, что единственным способом увеличения участия Польских авиационных линий „LOT” в перевозках пассажиров из Польши и в Польшу (сейчас перевозим около 30%) является необходимость открытия авиации США и в дальнейшем будущем, на Дальний Восток, Африку, Южную Америку и Австралию.

## NOTATKI ZE ŚWIATA

▲ Czechosłowackie linie lotnicze ČSA obchodzą 46 rok istnienia. Samoloty tego towarzystwa latają do 65 portów na czterech kontynentach i przewożą rocznie 1400 000 pasażerów. Długość sieci wynosi 100 tys. km. Planuje się uruchomienie linii do Australii i Japonii.

▲ Minister lotnictwa cywilnego ZSRR — z okazji 10-lecia eksploatacji samolotów Il-18 — poinformował, że w służbie „Aeroflotu” przewiozły one ponad 60 milionów pasażerów.

▲ Na szlakach rumuńskich linii „Tarom” latają obecnie trzy samoloty odrzutowe produkcji angielskiej BAC1-11. Wchodzą również do służby następne 3 jednostki tego typu.

▲ W styczniu 1970 r. linie „Air France” otrzymają pierwszy z pięciu zamówionych w USA olbrzymich samolotów pasażerskich Boeing 747. Wejdzie on do służby na trasie Paryż — Nowy Jork w kwietniu 1970 r.

▲ W Pałacu Kongresowym w Wersalu odbyła się piąta sesja poświęcona metodom i systemowi obserwacji światowej służby meteorologicznej. Ponad 60 państw jest członkami CIMO, a około 130 specjalistów uczestniczyło we wspomnianej sesji. Wśród licznych tematów omówiono również wykorzystanie rakiet do sondażu atmosfery i przestrzeni kosmicznej.

▲ W Związku Radzieckim wystrzelono satelitę Ziemi o nazwie „Meteor”. Zadaniem sputnika będzie dostarczanie informacji meteorologicznych niezbędnych dla opracowywania prognoz pogody.

▲ Z poligonu raketowego w Kalifornii wystrzelony został satelita ESRO 1B europejskiej organizacji badań kosmicznych. Satelita został pomyślnie umieszczony na orbicie okołoziemskiej.

▲ Uruchomiono niedawno za pośrednictwem satelity „Intelsat” 3 łączność radiofoniczną:  
— między Wielką Brytanią a Japonią oraz  
— między Paryżem a Santiago de Chile. Japonia wybudowała nową stację naziemną do odbioru sygnałów telekomunikacyjnych za pośrednictwem satelity „Intelsat” 3.

▲ Został oblatany prototyp angielskiego szybowca „Sigma”, zbudowany do konkurencji w klasie otwartej na Szybowcowe Mistrzostwa Świata w Marfie. Głównym konstruktorem szybowca (budowanego w zakładach Slingsby) jest Sellers. Do opracowania profilu skrzydeł zaproszony był ze Stuttgartu znany autoritet prof. F. Wortmann.

# KRONIKA

▼ Informujemy o zmianach personalnych na wysokich szczeblach. Na stanowisko Ministra Komunikacji został powołany mgr Mieczysław Zajfryd. Zostali mianowani nowi podsekretarze stanu: w Ministerstwie Przemysłu Maszynowego — inż. Janusz Brych, w Ministerstwie Komunikacji — inż. Stanisław Czermak i mgr inż. Kazimierz Jacukowicz.

▼ Walne zebranie sprawozdawczo-wyborcze Klubu Publicystów Lotniczych przy Stowarzyszeniu Dziennikarzy Polskich wybrało nowy Zarząd KPL, który ukonstytuował się następująco:

prezes — Jerzy R. Konieczny („Skrzydła Polska”);  
wiceprezes — Leopold Marschak (Polskie Radio);  
sekretarz — Tadeusz Malinowski („Skrzydła Polska”);  
członkowie Zarządu: Bolesław Gaczkowski („Wiraże”), Edmund Orkiszewski („Trybuna Mazowiecka”), Tadeusz Stepien („Kurier Polski”) i Stanisław Włodarski (TV Warszawa).

▼ Nie ma chyba w Polsce drugiego inżyniera, który miałby tak wielką lotniczą praktykę konstruktorską, jak docent Tadeusz Sołtyk. Gdy wspominamy, że właśnie ukończył On 60 lat życia, to przypomnijmy jak pracowicie i zasłużenie było to życie dla lotnictwa. Po odbyciu służby wojskowej inż. T. Sołtyk współpracuje z inż. Praussem w Państwowych Zakładach Lotniczych przy budowie samolotu „Sum”. We wrześniu 1939 r. walczył w wojskach gen. Kleeberga. Okupację przetrwał jako robotnik rolny. Po wojnie buduje samoloty w Lotniczych Warsztatach Doświadczalnych w Łodzi. W okresie 1946—1951 w LWD powstały: „Szapak”2, „Szapak”3, „Szapak”4 (samoloty sportowe), „Żak”, „Junak”, „Zuch” (szkolne), „Miś” (samolot transportowy), „Zuraw” (łącznikowy). W prototypowni przy Instytucie Lotnictwa — jako modyfikacja — powstaje samolot sanitarny S.13 i „Junak”3, wreszcie w 1955 r. — samolot TS.8 „Bies”. W Ośrodku Konstrukcji Lotniczych przy WSK — Okęcie zespół doc. Sołtyka konstruuje samolot TS.11 — „Iskre”. Dziś, gdy doc. Sołtyk — w innej już branży — obchodzi swoje urodziny wyrażamy mu wdzięczność za tyle zasług położonych dla lotnictwa polskiego i serdecznie życzymy 100 lat życia.

▼ Poprzedzona dwoma konferencjami prasowymi odbyła się w Warszawie w dniach 2 i 3.X.1969 r. konferencja naukowo-techniczna pt. „Lotnictwo komunikacyjne dalekiego zasięgu”. Organizatorem konferencji był Zarząd Główny SITK. W konferencji wzięło udział 150 uczestników, wśród nich przedstawiciele władz cywilnych i wojskowych, działacze partyjni i profesorowie katedr lotniczych. Po krótkich okolicznościowych przemówieniach dyr. CZ Lotnictwa Cywilnego M. Kowieskiego i dyr. PLL „Lotu” W. Wilanowskiego — referat generalny wygłosił przewodniczący Sekcji Lotniczej SIMP mgr inż. T. Kostia, po czym rozpoczęła się dyskusja. Pierwszy dzień obrad zakończył pokaz filmów lotniczych. Drugi dzień konferencji przeznaczono na uchwalenie wniosków i zwiedzenie Centrum Kontroli Ruchu Lotniczego oraz Bazy Technicznej PLL „Lot” na Okęcie.

Materiały konferencyjne wydrukowano w wydawnictwie obejmującym 17 referatów.

Szczegółowemu omówieniu tej ważnej konferencji lotniczej oraz przyjętym na niej wnioskom będzie poświęcony na łamach TLiA oddzielny artykuł.

▼ „Życie Warszawy” okazuje zawsze dużo zrozumienia i życzliwości dla polskich spraw lotniczych w ogóle, a komunikacyjnych — w szczególności. Przed dwoma laty cykl problemowych artykułów red. H. Chądzyńskiego pod hasłem „Czy można nie latać?” przyjęliśmy za motto dla

artykułu wstępnego \*\*. Ostatnio — tenże autor, w oparciu o tezy postawione na konferencji prasowej zwołanej przez ZG SITK — stawia pytanie — jakże ważne dla łączności Polonii zagranicznej z krajem, dla ambicji i wygody rodaków zza oceanu oraz dla dopływu rentownych dewiz do kraju — „Czy „Lot” sięgnie za Atlantyk?” \*\*\*. I odpowiadając: poniesione nakłady mogłyby być spłacone z zysków w ciągu 3 lat, potrzebne dwa nowoczesne samoloty oraz dwa lata na przygotowanie linii.

▼ Z okazji 40-lecia PLL „Lot” otwarta została w październiku w Muzeum Techniki w Warszawie jubileuszowa wystawa. Na otwarcie tej imprezy przybyli przedstawiciele władz cywilnych i wojskowych, reprezentanci zagranicznych towarzystw lotniczych, działacze oraz sympatycy lotnictwa. Dyrektor naczelny „Lotu” mgr inż. W. Wilanowski witając przybyłych omówił po krótko historię przedsiębiorstwa. Do wojny PLL „Lot” przewoził 220 tys. pasażerów, w 1955 r. przyleciał milionowy pasażer, zaś obecnie korzysta z naszych linii milion pasażerów rocznie. Wystawa przedstawia wiele historycznych fotografii i pamiątek oraz eksponaty z doby dzisiejszej. Wykres ilustrujący zamierzenia PLL „Lot” potwierdza to, co było powiedziane w referacie dyrektora „Lotu”: „dynamika wzrostu jest wciąż zbyt skromna w stosunku do potrzeb”. Dodajmy: „oraz w stosunku do naszych tradycji, ambicji i polskiego prestiżu”.

▼ O dorobku 40-lecia PLL „Lot”, o planach na przyszłość oraz jakości obsługi pasażerów rozmawiał z dyr. W. Wilanowskim red. H. Chądzyński. Dyrektor „Lotu” za największe osiągnięcie uważa fakt, że lotnictwo komunikacyjne zatriebilo charakter elitarny. W 1970 r. zostaną uruchomione następujące linie: Warszawa — Ateny — Bagdad — Karaczi, Warszawa — Wiedeń — Tunis — Algier — Rabat — Dakar oraz Warszawa — Kopenhaga — Oslo. Na dwóch pierwszych liniach będą początkowo latać samoloty Il-18, później zaś — transkontynentalne — Il-62. Z połączeń europejskich będzie się wycofywać samoloty Il-18, a wprowadzać Tu-134. Pasażerowie i oczekujący będą lepiej informowani, zaś dojazd z dworca do samolotów stanie się znacznie wygodniejszy.

▼ Po raz piąty zorganizowany został wielki konkurs Polskiego Radia dla słuchaczy zagranicznych. Współorganizatorem były także — obok Orbisu i PKS — Polskie Linie Lotnicze „Lot”, które ufundowały przeloty do Polski. W roku bieżącym „Lot” uzyskał 16,5 tys. odpowiedzi na konkursowe pytania, dotyczące naszego kraju. Nagrodą był 12-dniowy pobyt w Polsce połączony ze zwiedzaniem najciekawszych rejonów i zabytków.

▼ W Ostrowie Wlkp. odbyły się XII Samolotowe Mistrzostwa Polski Rajdowo-Nawigacyjne. W mistrzostwach brało udział 27 dwuosobowych załóg reprezentujących 20 aeroklubów regionalnych. Mistrzostwa były rozgrywane według nowego regulaminu i po raz pierwszy wprowadzono elementy radio-nawigacji. Łącznie rozegrano sześć konkurencji nawigacyjnych. Na pierwszym miejscu uplasowała się załoga z Ostrowia, na drugim — z Bydgoszczy; trzecie miejsce przypadło dla Krakowa.

▼ XIII Spadochronowe Mistrzostwa Polski wyłonili zwycięzcy. Został nim skoczek wrocławski E. Ligocki; wicemistrzostwo Polski zdobył S. Jakubowski z Inowrocławia. W zawodach brało udział 79 sportowców, w tej ilości członkowie ekip z Bułgarii, Jugosławii i NRD.

▼ W Warszawie odbyło się pierwsze zebranie komitetu organizacyjnego Stowarzyszenia Twórców Lotniczych, któremu przewodniczył Janusz Meissner. Myśl powołania Stowarzyszenia, które zgrupuje wszystkich twórców interesujących się lotnictwem, spotkała się z zainteresowaniem i życzliwością władz oraz doświadczenia lotnictwa. W skład komitetu poza Meissnerem wchodzi: Arct, Kisielewski, Biegłowicz, Pelczarski, ptk Świą-

tek, Maria Kann, ppłk Chocjan, ppłk Banaszczyk, mjr Kazanowski, Hernas i Dobrowolska-Zasusanka.

▼ Związek Awiatyczny Studentów Politechniki Lwowskiej w 1931 r. dokonał odkrycia terenów szybowcowych w Ustianowej. Tu — aż do wojny — czynny był Obóz Szybowcowy. Stan szybowców w dniu 6.IX.1939 r. wynosił 774 sztuk. Tylko w lipcu i sierpniu 1939 r. w Ustianowej przeszkolono 2 tysiące pilotów. W dniu 7.IX.1969 r. na terenie byłej szkoły szybowcowej w Ustianowej odsłonięto pomnik ku czci poległych lotników, zbudowany z inicjatywy działaczy aeroklubów Ziemi Rzeszowskiej.

▼ Już 76 członków liczy Klub Amatorów Konstruktorów. Przypominamy, że „Skrzydła Polska” patronuje temu amatorskiemu ruchowi lotniczemu. Wziął on początek od działalności J. Borzęckiego z Wrocławia, który zbudował samolot amatorski. KAK nie przyjmuje młodzieży poniżej 16 lat. Sądzić należy, że ruch ujęty zostanie w jakieś karby regulaminowe i formalne przepisy, które uchronią amatorów przed kalektem lub śmiercią.

## NOTATKI ZE ŚWIATA

▲ Amerykańskie linie TWA wystąpiły do Departamentu Lotnictwa Cywilnego USA z podaniem o licencję na przewożenie pasażerów, bagażu oraz poczty między USA a Księżycem. Skutkiem tego TWA otrzymały już kilka tysięcy zgłoszeń na pierwsze wycieczki na Księżyc.

▲ Astronauci amerykańscy, członkowie załogi statku kosmicznego „Apollo” 11 — Armstrong, Aldrin i Collins — odbyli podróż po 21 krajach świata. Swoje tournée zaczęli wizytą w Meksyku, a zakończyli w Tokio. Odwiedzili oni 4 kraje Ameryki Łacińskiej, 10 europejskich (wśród nich Jugosławię), 3 na Bliskim Wschodzie i w Azji południowej oraz 4 kraje Dalekiego Wschodu. Do Europy przybyli specjalnym samolotem prezydenta USA.

▲ W ślad za miesięcznikiem „Awiacja i Kosmonawtyka”, informujemy, że rakiet „Saturn” 5 kosztowała 185 mln dol., statek „Apollo” — 55 mln, a na obsługę i prace naziemne związane ze startem rakiety wydatkowano około 70 mln dolarów. Koszt całkowity wyprawy na Księżyc oceniany jest na około 310 mln dolarów.

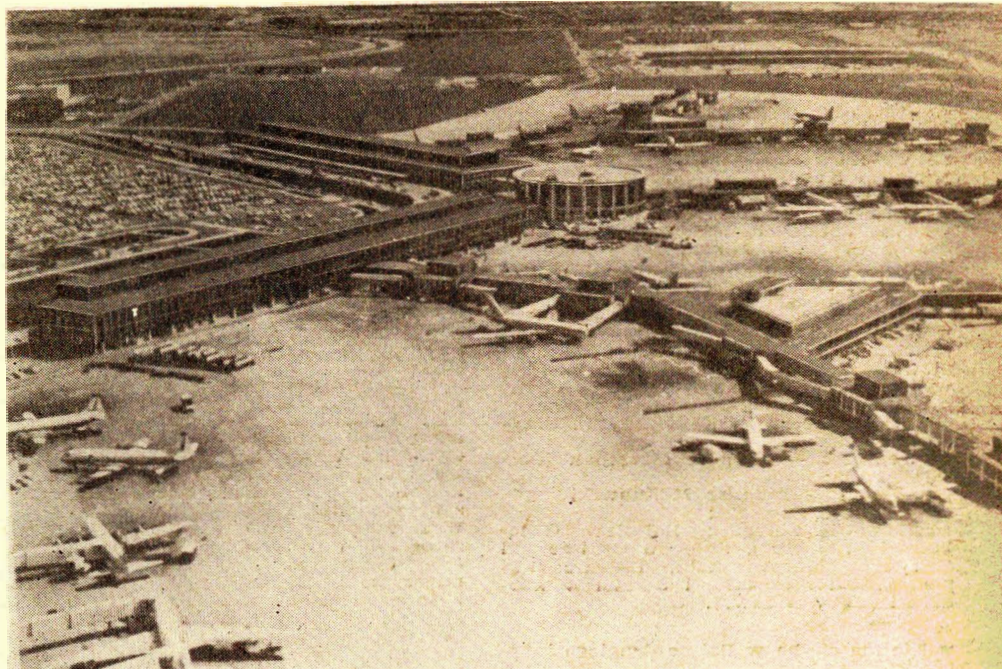
▲ Uczeń zatrudnieni przy programie kosmicznym „Apollo” okazują niezadowolone z powodu postępowania kierownictwa tego programu. Przykłada ono bowiem większą wagę do reklamy politycznej niż do znaczenia naukowego. Głównym powodem niezadowolenia jest jednak brak uczonych w ekipie przygotowującej się do lotu na Księżyc w statkach „Apollo”.

▲ Według badań NASA okazało się, że okres życia szczurów, który w warunkach normalnych wynosi maksymalnie 3 lata, w warunkach zwiększonej grawitacji przedłużał się przeciętnie do 47 miesięcy. Przypuszcza się, że działanie nadwagi, które przedłuża życie, polega na tym, że zwierzęta tracą tłuszcz zawarty w organizmie i że deficyt tłuszczu utrzymuje się podczas całego okresu trwania stanu zwiększonego ciężarunku. Fizjologowie NASA badają obecnie, czy i w jakich okolicznościach można by było zahamować przyrost tłuszczu, który został utracony w stanie nieważkości i czy można zastosować leczenie wirówkowe do kuracji odchudzającej. Naukowcy z Ames Research Center w Kalifornii wyrażają obawy, że przebywanie w warunkach grawitacji większej od tej, do której organizm jest przyzwyczajony (np. na Księżycu) może mieć szkodliwe skutki i prowadzić do skrócenia przeciętnej długości życia.

\* Artykuły nosiły znamienne tytuły: „Upadek mitu”, „Gdzie rozwinąć skrzydła” i „Spór o samoloty”.

\*\* „Zielone światło dla lotnictwa komunikacyjnego”, TLiA 1969 nr 1.

\*\*\* „Życie Warszawy” 1969 nr 236, 3 października.



## CHICAGO O'HARA

Chicagowskie lotnisko O'Hara należy do najruchliwszych portów lotniczych świata. W roku 1967 zanotowano w tym porcie ponad 27,5 mln pasażerów i 525 tys. operacji lotniczych startów i lądowań, przeciętnie co minutę startował lub lądował samolot. Mimo pewnego, nieznacznego zmniejszenia się liczby operacji lotniczych w porównaniu z rokiem poprzednim, co nastąpiło wskutek znacznego zwiększenia się możliwości przewozowych nowoczesnych samolotów, liczba pasażerów w tym okresie wzrosła o 17%.

Ruch lotniczy na tym lotnisku w znacznym stopniu przekracza to, co obserwuje się na tak wielkich lotniskach jak Paryż-Orly, Londyn-Heathrow czy Nowy Jork — Kennedy. „Astronomiczne” liczby pasażerów błędą dopiero w zestawieniu z tym, co się na O'Hara planuje na lata następne. Już w roku 1975 liczba pasażerów przekroczy 60 mln a w roku 1980 aż 87 mln.

Przyczyną tak wielkiego ruchu na chicagowskim lotnisku jest jego węzłowe położenie w układzie komunikacji lotniczej w Stanach Zjednoczonych. Przeszło 25% ogólnej liczby krajowych pasażerów lotniczych USA przewija się przez Chicago. Na lotnisku tym lądują z jednym wyjątkiem samoloty wszystkich wielkich towarzystw lotniczych USA oraz wielu towarzystw zagranicznych. Pewnym zobrazowaniem wagi portu lotniczego w układzie komunikacji lotniczej może być fakt, że przy przeciętnej dziennej 1750 startów samolotów towarzystwa United Airlines, obsługującego przede wszystkim linie wewnętrzne USA, aż 300 przypada na lotnisko O'Hara. Ciężkie warunki meteorologiczne na lotnisku O'Hara paraliżują komunikację lotniczą w całej północnej części Stanów Zjednoczonych.

Pierwszym cywilnym lotniskiem Chicago był port Midway. Do roku 1960 było to najruchliwsze lotnisko cywilne na świecie, które dopiero w roku 1961 przekazało palmę pierwszeństwa pobliskiemu O'Hara. Już w roku 1959, czyli przed szero-

kim wprowadzeniem do eksploatacji samolotów o napędzie odrzutowym, na Midway wykonano 431 tys. operacji lotniczych, a liczba pasażerów przekroczyła 10 mln. Istniała już wtedy potrzeba zbudowania dla Chicago drugiego portu lotniczego. Powstał on na terenach użytkowanych w czasie II wojny światowej przez zakłady Douglas. W roku 1946 rząd miasta przejął teren o powierzchni 405 ha, który z czasem powiększył się do 2830 ha zajmowanych obecnie przez port lotniczy O'Hara.

Początkowo rozbudowa nowego portu lotniczego napotykała na sprzeciw ze strony towarzystw lotniczych, które nie chciały przenosić się z Midway. Dopiero wprowadzenie samolotów odrzutowych, dla których drogi startowe na Midway już nie wystarczały, spowodował gwałtowny wzrost ruchu lotniczego na O'Hara. Obecnie budynki dworca lotniczego w części ruchu krajowego składają się z dwóch budynków o wymiarach 230 na 45 metrów. Z budynków tych do stanowisk postojowych samolotów prowadzą „palce”: dwa proste i dwa w kształcie litery Y. Ogółem w porcie krajowym jest 75 poyceji odprawy samolotów. W budynkach portowych, bogato przeszklonych oknami (2,45 × 4,30 m) znajduje się restauracja i kawiarnia dla 1500 osób, a poza tym bary, herbaciarnie i inne pomieszczenia o przeznaczeniu gastronomicznym. Część zagraniczna dworca składa się z budynku dworcowego i pasaży w kształcie litery Y z 15 stanowiskami odprawy samolotów. Warto jeszcze dodać, że z ogólnej liczby 75 stanowisk odprawy samolotów w porcie krajowym aż 42 ma teleskopowe mostki.

Jednym z poważniejszych akcentów portu lotniczego O'Hara jest parking o powierzchni 21 ha mogący pomieścić około 5700 samochodów.

Obok parkingu znajduje się hotel z 600 pokojami.

Lotnisko O'Hara ma cztery drogi startowe i piątą w budowie. Drogi startowe mają następujące kierunki i wymiary: 14R/32L — 3535 m, 14L/32R — 3050 m, 09L/27R — 2300 m i 04R/22L — 2300 m. Znajdująca się w budowie droga o kierunku 09L/27R będzie miała długość 3050 m. Trzy drogi startowe są wyposażone w oświetlenie o dużej intensywności i błyskowe oraz ILS.

W związku ze stałym wzrostem towarowych przewozów lotniczych Trans World Airlines zbudowano w roku 1965 kosztem około 1 mln dolarów dworzec towarowy. Przewiduje się, że również inne towarzystwa będą budowały własne dworce towarowe. Przewozy towarowe na lotnisku O'Hara w 1967 roku osiągnęły wartość 360 000 ton.

Potrzeby ruchu lotniczego spowodowały, że ponownie wzrasta ruch lotniczy również i na drugim lotnisku Chicago—Midway; w roku 1967 wykonano tam 261 tys. operacji lotniczych i zanotowano ponad milion pasażerów. Na lotnisku tym koncentruje się ruch samolotów prywatnych i służbowych. Rozwój ruchu lotniczego spowoduje, że mimo poważnych inwestycji na lotnisku O'Hara w wysokości 280 mln dolarów zaistnieje potrzeba zbudowania dla Chicago trzeciego lotniska. Jednym z projektowanych wariantów jest budowa lotniska na jeziorze Michigan.

