



**technika
lotnicza
i astronautyczna**

2
1970

1. Dyrektor Wydawnictw Czasopism Technicznych NOT przeprowadził rozmowę z członkami Kolegium Redakcyjnego naszego miesięcznika. Rozmowa toczyła się na temat jakości, poczytności oraz trudności wydawniczych czasopisma. Chociaż w ciągu roku nakład podwoił się i pismo dotarło do kiosków „Ruchu”, jednak nadal należy czynić energiczne starania o powiększenie liczby odbiorców. Propaganda Redakcji i Sekcji Lotniczej SIMP musi przede wszystkim postawić sobie za zadanie zwiększenie prenumeratorów indywidualnych.

2. Redaktorzy „Techniki Lotniczej i Astronautycznej” zostali zaproszeni na posiedzenie Zarządu Sekcji Lotniczej SIMP w celu przeanalizowania profilu czasopisma oraz poddania dyskusji działalność jego zespołu redakcyjnego. Omówiono sprawę doboru materiałów redakcyjnych, politykę wypełniania numerów TLiA, utrzymania regularności zamieszczania czytelników działów i rubryk w miesięczniku, problem autorów itp.

Na podstawie przeprowadzonej analizy drukowanych artykułów, wyrażonych opinii przez członków Zarządu oraz przeprowadzonej dyskusji. Zarząd Sekcji Lotniczej uznał, że „Technika Lotnicza i Astronautyczna” jest poprawnie redagowana, zaś poziom zamieszczanych artykułów i dobór treści materiałów na ogół odpowiada aktualnemu zapotrzebowaniu społecznemu oraz zainteresowaniom czytelników. Zarząd Sekcji Lotniczej przyjął do wiadomości wyjaśnienia Redaktora Naczelnego oraz Sekretarza Redakcji TLiA w sprawie — niezawinionych przez Redakcję — przyczyn opóźnienia druku poszczególnych zeszytów czasopisma oraz podjął się interwencji w tej sprawie w dyrekcji Wydawnictw Czasopism Technicznych NOT.

3. Z uwagą na małą poczytność naszego miesięcznika Zarząd Sekcji rozstał pismo okólnie do kół zakładowych SIMP i oddziałów sekcji, prosząc o zwołanie nadzwyczajnych walnych zebrań poświęconych akcji propagandy „Techniki Lotniczej i Astronautycznej”. Równocześnie zarząd postulował:
— indywidualne lub zbiorowe wypełnienie ankiety TLiA,
— wytypowanie korespondentów terenowych oraz
— zwerbowanie autorów dla czasopisma.

4. Zarząd Sekcji Lotniczej na posiedzeniu w dn. 7 listopada 1969 r. zatwierdził tekst „Porozumienia o współpracy” pomiędzy Zarządami Głównymi SIMP i SITK. Na „Porozumieniu” tym kładą swe podpisy przewodniczący i sekretarze generalni obu Stowarzyszeń oraz kol. T. Kostia — przewodniczący Sekcji Lotniczej SIMP i kol. E. Kołodziński — przewodniczący Sekcji Główniej Komunikacji Lotniczej SITK. Życzymy układającym się Sekcjom dobrej współpracy dla dobra i rozwoju lotnictwa polskiego.

5. Zarząd Sekcji Lotniczej ustosunkował się do artykułu Z. Szeligi pt. „Zawiąta gra”, który ukazał się w tygodniku „Polityka” Nr 40/69. Przedstawiciele Zarządu przeprowadzili rozmowę z redaktorem naczelnym tego periodyka, po czym doręczyli pismo ujmujące stanowisko Sekcji Lotniczej. Pismo to redakcja „Polityki” wydrukowała na swych łamach. Ponadto redakcja wyraziła życzenie uczestniczenia w imprezach organizowanych przez naszą Sekcję.

6. W dniach 14 i 15 listopada 1969 r. odbyła się w Poznaniu — zorganizowana wspólnym wysiłkiem Sekcji Lotniczych SIMP i SITK, z udziałem 150 osób — Konferencja pt. „Stan obecny i rozwój lotnictwa rolniczo-gospodarczego w PRL”. W przygotowaniu konferencji, której patronował wiceminister rolnictwa dr L. Cegielski, współdziałały: ZG SITR i PUL APRL. Wygłoszono 8 referatów i koreferatów, wyświetlono dwa filmy, zorganizowano wycieczkę do Muzeum Lotnictwa w Śreniawie. Dorobek naukowy zgromadzono w dwutomowym wydawnictwie.

7. Zarząd Sekcji Lotniczej poddał analizie wnioski uchwalone na XXI Walnym Zjeździe Delegatów SIMP i wybrał z nich jedenaste, których realizacja ma związek z działalnością oraz rozwojem naszej Sekcji. Niektóre z tych wniosków mają doniosłe znaczenie dla Sekcji Lotniczej SIMP. Podajemy przykłady.

Wniosek nr 13. „Spowodować podjęcie decyzji przez władze centralne w sprawie programu rozwoju lotnictwa w Polsce”.

Wniosek nr 37. „Zobowiązać zarządy kół zakładowych, które dotychczas nie zawarły porozumień z dyrekcjami o dołożeniu starań o ich podpisanie”.

Wniosek nr 38. „Zobowiązać Zarząd Główny SIMP do wystąpienia do resortów z wnioskiem o wprowadzenie w skład kolegium tych resortów przedstawicieli ZG SIMP oraz w skład kolegium zjednoczeń przedstawicieli odpowiednich sekcji naukowo-technicznych”.

Wniosek nr 48. „Zobowiązać Zarząd Główny SIMP do wystąpienia do resortów współpracujących o zatwierdzenie zespołu rzeczoznawców SIMP, jako zespołu resortowego dla tych resortów”.

Sześć innych wniosków dotyczy spraw kadr, studiów i szkolenia. Zarząd Sekcji Lotniczej przystąpił do realizacji wybranych wniosków.

8. Z okazji 25-lecia Ludowego Wojska Polskiego Oddział Sekcji Lotniczej SIMP w Poznaniu zorganizował wystawę historycznego sprzętu lotniczego, którą zwiedziło ponad 2 tys. osób oraz ogłosił Konkurs dla młodzieży na rysunek o tematyce lotniczej i astronautycznej. Rozstrzygnięcie Konkursu nastąpi w dn. 12 kwietnia 1970 r.; na zwycięzców czekają loty nad Poznaniem, nagrody rzeczowe i wyróżnienia.

Zarząd Sekcji rzuca myśl zorganizowania podobnych konkursów w innych rejonach kraju.

W artykule „O wkładzie mniejszych narodów w rozwój astronautyki” mgr inż. W. Kordziński na przykładzie osiągnięć uczonych i wynalazców austriackich w dziedzinie astronautyki i techniki raketowej wskazuje na możliwości uczestniczenia mniejszych krajów, o ograniczonych środkach materialnych, w rozwoju najbardziej postępowych dziedzin techniki, jakimi są astronautyka i lotnictwo. Skromne środki finansowe często przyczyniają się do powstania zupełnie nowych rozwiązań technicznych. W części dotyczącej austriackich uczonych i wynalazców wykorzystano materiał nadesłany przez ambasadę austriacką.

W artykule „Pewne dynamiczne przypadki obciążeń samolotów pod- i nad-dźwiękowych” dr inż. S. Dubiel analizuje dynamiczne obciążenia samolotu dla dwóch przypadków lotu, w których występuje zmiana gęstości powietrza: dla lotu prostoliniowego po torze pochylonym i dla wyrwania z lotu prostoliniowego po torze pochylonym, otrzymując bezpośrednie związki między warunkami lotu a obciążeniami.

W artykule „Kilka uwag na temat automatycznej regulacji i sterowania dwuwiałowych silników odrzutowych” mgr inż. L. Kruś i dr inż. S. Szczeciński omawiają procesy zachodzące w turbinowym silniku odrzutowym jako obiekcie automatycznej regulacji oraz wpływ zakłóceń zewnętrznych i sterowań na parametry silnika. Opisane są właściwości regulacji i sterowania silników dwuwiałowych — jednoprzepływowych i dwuprzepływowych.

W drugiej części artykułu „Automatyzacja procesu obsługowego w transporcie lotniczym” autor omawia organizację prac rozwojowych, a mianowicie grupy roboczej pracującej pod auspicjami IATA nad programem automatyzacji składającej się z 5 zespołów roboczych i komitetu do koordynacji prac tych zespołów. W dalszej części artykułu omówione są wyniki innego organu powołanego przez grupę roboczą — 4-osobowej grupy TF (Four-man Task Force), której zadaniem było ustalenie szczegółowych charakterystyk biletu, karty kredytowej i przywilejki bagażowej.

O „Samolotach i śmigłowcach na 28 Słonie Lotniczym w Paryżu” pisze mgr inż. T. Królikiewicz. W artykule przedstawia najważniejsze kierunki rozwoju lotnictwa w dziedzinie naddźwiękowych samolotów pasażerskich, autobusów powietrznych, odrzutowych samolotów służbowych, samolotów transportowych, wielozadaniowych, szkolnych, szkolno-treningowych i treningowo-bojowych, samolotów VTOL oraz śmigłowców.

Wymagania ekonomii lotnictwa komunikacyjnego zmuszają do skrócenia przestoju samolotów w portach lotniczych oraz do szybkiego dowozu pasażerów i towarów na lotnisko i z lotniska do miasta. Warunki te może spełnić dobrze zorganizowany transport naziemny. W artykule „Transport naziemny w lotnictwie komunikacyjnym” S. Skonieczny omawia trzy zasadnicze grupy tego transportu: transport osobowo-towarowy, transport wewnętrzny i transport specjalny.

Ekonomiczna sytuacja światowego transportu lotniczego mimo okresowych fluktuacji wykazują stałą tendencję do poprawy, do czego przyczynia się malejący wskaźnik krytyczny wykorzystania ciężaru handlowego samolotów. Wyniki ekonomiczne zależą od wielkości przedsięwzięcia i od rejonu geograficznego. Obecna strefa eksploatacyjna PLL „Lot” charakteryzuje się najwyższym krytycznym wskaźnikiem wykorzystania ciężaru handlowego, co oznacza, że w tej strefie najtrudniej jest uzyskać rentowność przewozów lotniczych. W artykule „Opłacalność przewozów lotniczych dalekiego zasięgu” dr M. Żylicz przeprowadza analizę kosztów jednostkowych — wpływających bezpośrednio na wyniki eksploatacyjne — w przewozach zagranicznych „Lotu” i porównuje je z przeciętnymi kosztami innych przedsiębiorstw lotniczych oraz omawia jeden z projektów linii dalekiego zasięgu — linii transatlantyckiej — i jej przewidywaną rentowność.

«KRONIKA»

▼ Akt nominacji na stopień generała brygady otrzymał pułkownik pilot dr Józef Kowalski, komendant Wyższej Oficerskiej Szkoły Lotniczej im. J. Krasickiego w Dęblinie. Zespół redakcyjny miesięcznika Sekcji Lotniczej składa Komendantowi „Szkoly Orląt” serdeczne powinszowania.

▼ W uznaniu zasług poniesionych dla umocnienia potęgi powietrznych sił zbrojnych Polski Ludowej Rada Państwa nadała Wyższej Oficerskiej Szkole Lotniczej im. J. Krasickiego Order „Sztandaru Pracy” II klasy.

▼ Na wniosek Komisji Nagród MON Minister Obrony Narodowej gen. broni

Wojciech Jaruzelski przyznał nagrody za opracowanie dwóch wersji zmodyfikowanych śmigłowców. Nagrodę II stopnia otrzymał zespół w osobach: mgr inż. S. Trębacz, mgr inż. W. Porębski, S. Biekəl, inż. B. Koper, inż. M. Konaszczuk, mgr inż. A. Czop, ppłk mgr inż. W. Cieplak. Nagrodę III stopnia otrzymał zespół w osobach: mgr inż. B. Skwara, inż. R. Pawlak, inż. A. Gołoś, mgr inż. W. Chilanowicz, mgr inż. A. Rejman, mjr mgr inż. S. Stasiewicz, inż. R. Wikliński. Przesyłając gratulacje wyróżnionym przypomnamy, że mgr inż. Stanisław Trębacz jest przewodniczącym Oddziału Sekcji Lotniczej SIMP w Świdniku.

technika lotnicza i astronautyczna

MIESIĘCZNIK
SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XXV

LUTY 1970

Zeszyt 2

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

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

SPIS TREŚCI

	Str.
A. Marks: Po raz drugi na Księżycu	1
WARTO PRZECZYTAĆ	5, 23, 27
W. Kordziński: Statek księżycowy LM	6
W. Błażewicz: Prędkość propagacji pęknięć zmęczeniowych w konstrukcji płatowca — dok.	10
W. Kordziński: Kilka informacji na temat silników General Electric TF39	14
M. Sikorski, H. Stelmaszczyk: Niektóre zagadnienia trwałości lotniczych obiektów technicznych — cz. I	17
B. Dostatni: Sytuacja ekonomiczna w transporcie lotniczym w roku 1968	21
J. Zwierzyński: Automatyzacja procesu obsługowego w transporcie lotniczym — cz. I	23
NOWOŚCI TECHNICZNE	28
W. Zaremba: Gustaw Andrzej Mokrzycki — odcinek III	33
WIADOMOŚCI Z TERENU	
Myśl wynalazcza w WSK Mielec w 25-lecie Polskiej Ludowej	34
Z Krajowej Narady Aktywu Szkoleniowego SIMP w Lublinie	35
KRONIKA	36
NOTATKI ZE ŚWIATA	36
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZEJ SIMP II okł.	
Perspektywy rozwoju lotnictwa rolniczo-gospodarczego	III okł.
LOTNICZE PORTY ŚWIATA	
Lotniska Berlina Zachodniego	IV okł.



WYDAWNICTWA
CZASOPISM
TECHNICZNYCH NOT
Warszawa
Czackiego 3/5

Redaktor naczelny:
mgr inż. Stefan Sulkowski

Sekretarz redakcji:
M. Klara Szurmak

Redaktorzy działów:
dr B. Dostatni, mgr inż. A. Gołędziński, mgr inż. A. Hadrawa, mgr inż. W. Kordziński, mgr inż. S. Lasota, inż. K. Szumielewicz, mgr inż. W. Zaremba

Rada Programowa:

Prof. dr inż. W. Fiszdón, dr inż. H. Grzegorzczak, mgr inż. E. Kotołowski, mgr M. Kowieski, red. Jerzy R. Konieczny, dr inż. J. Kucharzski, mgr inż. A. Lewkowiec, prof. mgr inż. H. Muster, mgr inż. W. Nowakowski, mgr inż. W. Piętrzak, gen. dyw. pil. J. Rączkowski, płk. mgr inż. M. Sikorski, mgr inż. S. Sulikowski, prof. dr I. Tarski, mgr inż. W. Wilanowski.

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

Wrocławska Drukarnia Dzielowa. Zam. 3521/C — C-6
Nakład 1600 egz. Papier druk. sat. kl. IV, 70 g, 60 × 86.

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

INDEKS 38006

MARKS A.

523.34:629.19

Second time on the Moon

The general description of the Moon area, where the two astronauts of the Apollo 12 have been landed, is given, the scientific instruments installed by the astronauts on the Moon surface are presented and the other tasks accomplished by Charles Conrad and Alan Bean during their almost 8 hours extra vehicular activity are shown.

KORDZIŃSKI W.

621.454.001

Some informations about the tests of the engines General Electric TF39

In this paper the brief description of the high by-pass ratio engines General Electric TF39 for the transport aircraft Lockheed C-5A is given and the tests that have been carried-out before beginning the engines production, especially the quick endurance test and the cyclic engine core test, are discussed; the components tests are mentioned also. In the paper the informations given by the General Electric prospectus have been utilized.

SIKORSKI M., TOMASZEK H.

629.13.7401.77.003

Some problems of technical objects service life

In this article the general characteristic of the technical objects discussed are given and the mathematical function, based upon the physical model of technical objects handling, enabling the general analysis of the service life of these objects is presented. The factors that enable the estimating the utilization periods of the technical objects and the problem of the increasing of these periods are explained. In the next part of the paper the problem of the planing the technical objects exploitation and the determining the overhauls frequency will be discussed.

DOSTATNI B.

388.9(100)

The economical situation of the air transport in 1968

In this paper the most characteristic results of the ICAO airlines activity in 1968, in comparison with earlier results, are presented. These results indicate the decrease of the air transport development rate in regard to passenger ferries and the increase — in regard to cargo ferries and decrease of the profits as the consequence of the application of the more expensive aircraft and the modernization of the airports equipment. It is evident in 1968 the progress in mechanization and automation of cargo handling in the cargo terminals.

ZWIERZYŃSKI J.

656.7.01/03

The automated passenger handling system

Because the continuous development of the air transport the passenger handling operations such as reservation, fare quotation, ticketing, check-in, boarding control, revenue accounting, become more and more difficult to be done quickly and efficiently, even in the case of increasing the personnel and enlarging the terminals. This problem can be solved only automating the passenger handling processes. In the article the structure of the automated passenger handling system embracing reservation, fare quotation, computer ticket printing and coding, self ticketing, passenger check-in, boarding control and post departure processing is described.



Dr inż. ANDRZEJ MARKS

Na wstępie artykułu podano ogólną charakterystykę obszaru księżycowego, na którym wylądowali dwaj astronauta z wyprawy „Apollo” 12, następnie opisano aparaturę naukową, którą astronauta zainstalowali na powierzchni Księżyca, i omówiono inne zadania wykonane przez nich w czasie prawie 8-godzinnej pobytu na Księżycu na zewnątrz statku LM.

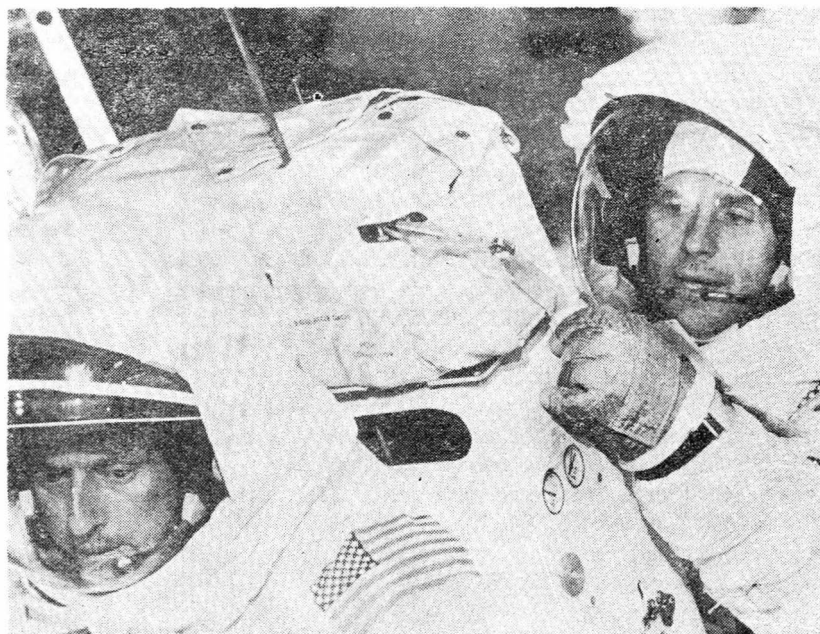
PO RAZ DRUGI NA KSIĘŻYCU

W dniach od 14 do 24 listopada 1969 r. — tak jak planowano — odbyła się druga załogowa wyprawa na Księżyc. W porównaniu z wyprawą pionierską miała ona o wiele bogatszy program naukowy, gdyż astronauta Charles Conrad i Alan Bean ustawili na powierzchni Księżyca więcej przyrządów, zebrali więcej okazów mineralnych (około 36 kg), przebywali na powierzchni naszego satelity dłużej (dwa razy prawie po cztery godziny) i chodzili więcej (łącznie przebyli odległość około 2,5 km). Wykonali oni także dużą ilość fotografii. Istotny wynik wyprawy stanowi też zdemontowanie przez nich pewnych elementów stojącej na Księżycu od 20 kwietnia 1967 r. sondy kosmicznej „Surveyor” 3.

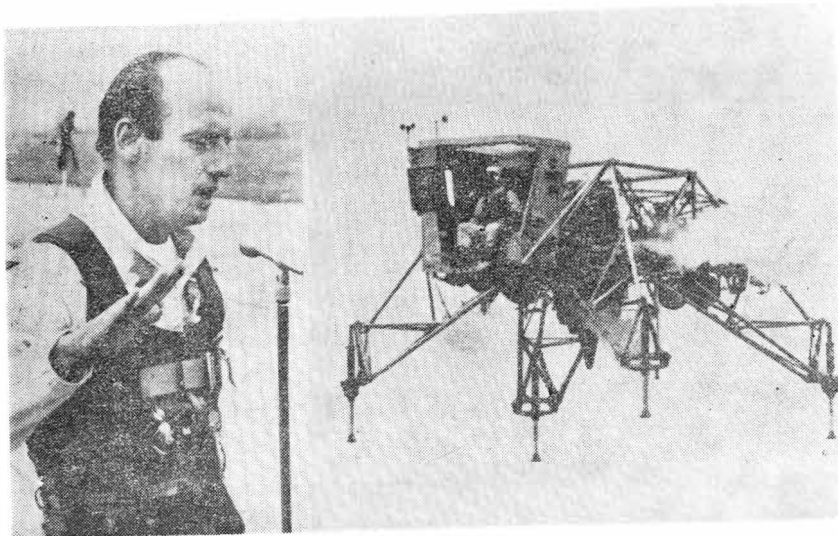
Dodać należy, że miejsce lądowania wyprawy „Apollo” 12 wybrano na obszarze ciekawszym pod względem

selenologicznym. Znajdowało się ono mianowicie na Oceanie Burz o około 400 km na południe od krateru Kopernik, na jednej z jasnych smug ciągnących się od niego. Otóż uważa się, że są to objekty młode, utworzone ze stosunkowo jasnej substancji mineralnej wyrzuconej z młodych kraterów księżycowych w czasie ich wybuchowego formowania się, która nie zdążyła jeszcze pociemnieć pod wpływem oddziaływania na nią promieniowań jonizujących z przestrzeni kosmicznej. Badanie tej substancji da więc odpowiedź na pytanie, jaka jest budowa mineralogiczna podpowierzchniowych warstw Księżyca.

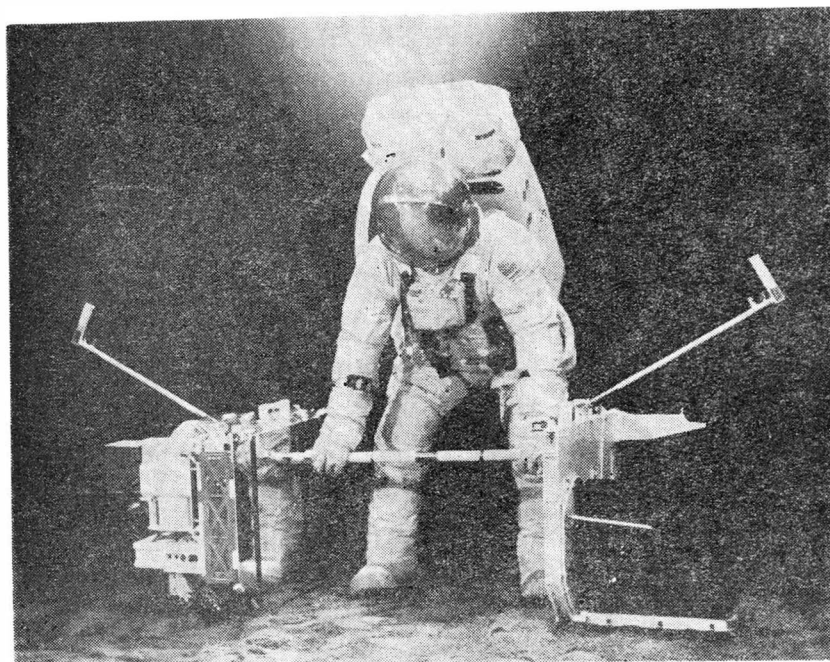
Zarazem obszar jasnych smug jest bardziej nierówny niż powierzchnia mórz, dlatego że wyrzucone z kraterów większe bryły materii powybiły w gruncie wiel-



1. Trening astronautów przed wyprawą „Apollo” 12. Pilot statku LM Alan Bean (po prawej) mocuje na plecach komendanta wyprawy, Charlesa Conrada, tornister zaopatrzeniowy



2. Charles Conrad przemawia do publiczności, zebranej w jednym z portów lotniczych niedaleko Houston, po zademonstrowaniu lotu w treningowym pojeździe LM. Pojazd, wyposażony w turbinowe silniki odrzutowe, odwzorowuje zmniejszoną siłę przyciągania Księżyca



3. Ubrany w skafander księżycowy technik pokazuje, jak astronauta Alan Bean będzie przygotowywał do przeniesienia zespół przyrządów naukowych ALSEP

ką ilość lejów, co stanowi drugą przyczynę tego, że obszary te widoczne są jako jasne. Mają one bowiem większą powierzchnię i jako takie lepiej odbijają promienie słoneczne.

Rzecz jasna jednak, że lądowanie na takim terenie jest trudniejsze niż na bardziej równinnym terenie mórz, a wszakże oprócz tego astronauta musieli jeszcze trafić w rejon pobytu sondy „Surveyor”.

Lądowanie udało się jednak doskonale i statek LM „Intrepid” stanął na Księżycu w dniu 19 listopada 1969 r. o godzinie 7 minut 55 w miejscu o współrzędnych selenograficznych $2^{\circ}56'S$ i $23^{\circ}27'W$, o 180 m od „Surveyora”3, czyli bliżej niż planowano. Dodać przy tym należy, iż w czasie lądowania astronauta zużyli mniej składników mieszanki paliwowej niż planowano. Pierwsze wyjście astronautów na powierzchnię Księżyca rozpoczęło się w dniu 19 listopada o godzinie 12 minut 44 z 35 minutowym opóźnieniem spowodowanym pewnymi kłopotami ze skafandrem Beana. W czasie tego wyjścia astronauta wylądowali z zasobnika znajdującego się w członie hamującym statku dwa pakunki z przyrządami naukowymi o łącznej masie 126 kg. Następnie przyrządy te odnieśli na odległość przeszło 100 m, aby zabezpieczyć je przed uszkodzeniem w czasie startu kabiny statku.

Zestaw przyrządów o nazwie ALSEP (Apollo Lunar Surface Experiments Package) składa się z:

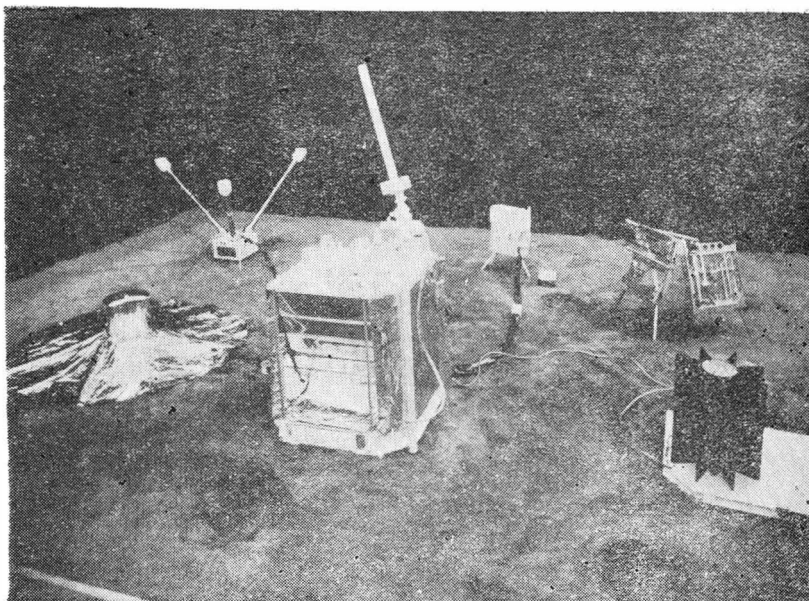
- **Biernego sejsmometru o nadzwyczaj dużej czułości.** Po ustawieniu na powierzchni Księżyca został on i grunt w bezpośrednim jego sąsiedztwie nakryty folią plastikową, aby zapobiec zmianom temperatury. Okazało się bowiem, że część wstrząsów rejestrowanych przez sejsmometr wyprawy „Apollo”11 była wywołana prawdopodobnie naprężeniami termicznymi w gruncie w bezpośrednim sąsiedztwie sejsmometru.

- **Magnetometru o czułości 0,2 gamma (ziemskie pole magnetyczne na równiku ma natężenie 35 000 gamma).** Przyrząd ten ma masę 7,9 kg, wysokość 102 cm i rozpiętość 153 cm. Maksymalne zapotrzebowanie mocy przyrządu wynosi 12,3 W.

- **Przyrząd mierzy składowe pola we wszystkich kierunkach.** Być może, że zdoła on wykryć śladowe pole magnetyczne Księżyca. Jednocześnie badać on będzie pole magnetyczne Ziemi, Słońca i obłoków plazmy słonecznej w rejonie Księżyca.

- **Spektrometru wiatru słonecznego.** Przyrząd ten o masie 5,7 kg i maksymalnym zapotrzebowaniu mocy 3,2 W zdolny jest do wykrywania i rejestrowania energii elektronów wiatru słonecznego o energii od 10,5 do 1376 eV

4. Zespół przyrządów ALSEP. Od strony lewej na prawą, zgodnie z ruchem wskazówek zegara, rozstawione są: bierny sejsmometr, magnetometr, wykrywacz jonów, narzędzia astronautów w skrzynce do przenoszenia, jądrowe ogniwo termoelektryczne SNAP 27 i w środku, na pierwszym planie, stacja centralna



i od 6,2 do 817 eV i protonów o energii od 75 do 9600 eV i od 45 do 5700 eV. (Minimalny strumień cząstek możliwy do wykrycia musi mieć wartość 10 cz./cm²/s).

● **Wykrywacza jonosfery księżycowej (detektora jonów supratęrmicznych).** Przyrząd o masie 8,9 kg i maksymalnym zapotrzebowaniu mocy 60 W zdolny jest do wykrywania śladów atmosfery księżycowej znajdującej się w postaci zjonizowanej. Rejestruje on cząstki o energii od 0,2 do 48,5 eV.

● **Wykrywacza atmosfery księżycowej.** Przyrząd o maksymalnym zapotrzebowaniu mocy 2 W zdolny jest do badania gęstości atmosfery utworzonej z atomów i cząsteczek neutralnych, jeżeli gęstość ta nie jest mniejsza niż 10⁻¹² gęstości atmosfery przy powierzchni Ziemi.

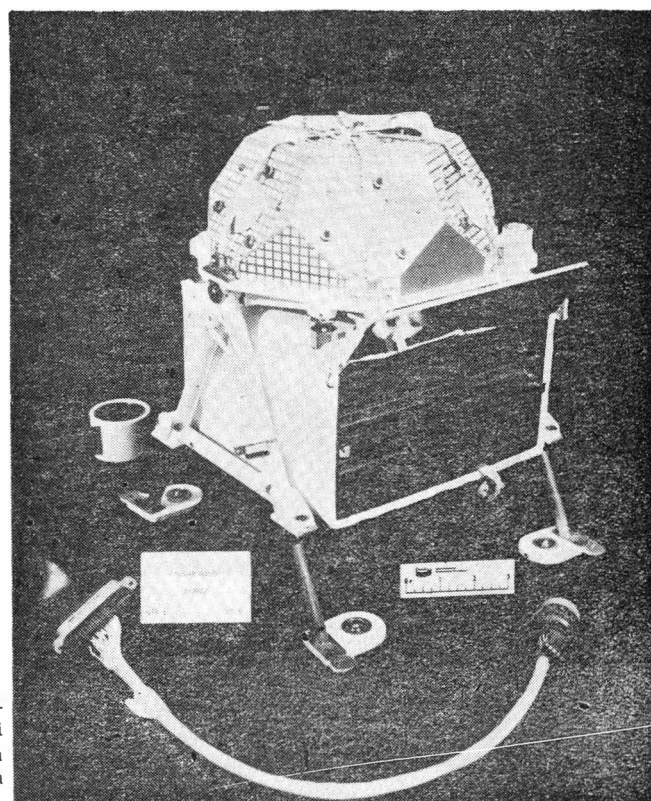
Przyrządy zostały rozstawione w promieniu 30 m wokół tzw. stacji centralnej i połączone z nią kablami. Stacja ta gromadzi dane i przesyła je na Ziemię, a jednocześnie zdolna jest do odbioru poleceń z Ziemi.

Nader ważne jest to, że ten zestaw przyrządów zasilany jest w energię elektryczną z jądrowego ogniwa termoelektrycznego SNAP 27. Ogniwo to ma masę 19,7 kg, z czego 7 kg przypada na pluton 238, który wytwarza 1500 W mocy cieplnej przekształconej na 63 W mocy elektrycznej w 442 termooogniwach z tellarydki ołowiu. Źródło to ma działać przez rok i to zarówno w dzień jak i w nocy.

Oprócz tych zasadniczych przyrządów astronauta rozpięli też folię stanowiącą pułapkę dla cząstek wiatru słonecznego. Wspomnieć także należy, że w centralnej stacji znajdują się trzy fotoogniwa, które mają służyć jako wykrywacz ewentualnego osiadania pyłu na ich powierzchni. Jeżeli bowiem istnieje będzie takie zjawisko, to zasłaniając powoli powierzchnię fotoogniw pył pogarszać będzie produkcję energii elektrycznej.

W ogóle jeżeli chodzi o pył, to tym razem astronauta, przeciwnie niż ich poprzednicy, bardzo uskarżali się na

jego obecność. Pyłu było bowiem więcej niż na Morzu Spokoju, był on bardzo miękki i odznaczał się dużą przyczepnością (być może wskutek zjawiska adhezji w próżni i zjawisk elektrostatycznych). Jak się wydaje, obecność większej ilości pyłu jest cechą jasnych smug. Choć warstwa pyłu nie jest odpowiednio gruba, jednak jego obecność nie była bez znaczenia, ponieważ bardzo zabrudził on skafandry astronautów zmieniając tym samym albedo ich powierzchni, a więc i bilans termiczny. Co gorsze zabrudził on delikatne przyrządy naukowe. (Warto wspomnieć, iż już w chwili lądowania astronauta nieprzyjemnie odczuli jego obecność, gdyż hamujący silnik raketowy statku poderwał z powierzchni Księżyca olbrzymi obłok pyłu). Być może, iż z biegiem lat pył w tym rejonie podlegać będzie swego rodzaju cementacji, a może nawet wyrzucaniu w przestrzeń na skutek uderzeń mikrometeoroidów i dojdzie do



5. Spektrometr wiatru słonecznego. Wyniki pomiarów przeprowadzonych przez ten przyrząd mają przyczynić się do poznania historii i własności fizycznych masy Księżyca w zakresie przewodnictwa elektrycznego, możliwość zatrzymania atmosfery i oddziaływania na powierzchnię Księżyca korpuskularnego promieniowania Słońca

takiej sytuacji jaka istnieje obecnie na Morzu Spokoju.

Oprócz tego astronauta wykonywali oczywiście fotografie i zbierali próbki mineralne.

Po powrocie do kabiny z pierwszego „spaceru” astronauta udali się na prawie 8-godzinny spoczynek, przy czym mieli po temu dogodniejsze warunki niż pierwsi zdobywcy Księżyca, ponieważ posiadali w kabinie statku dwa śpiwory — hamaki.

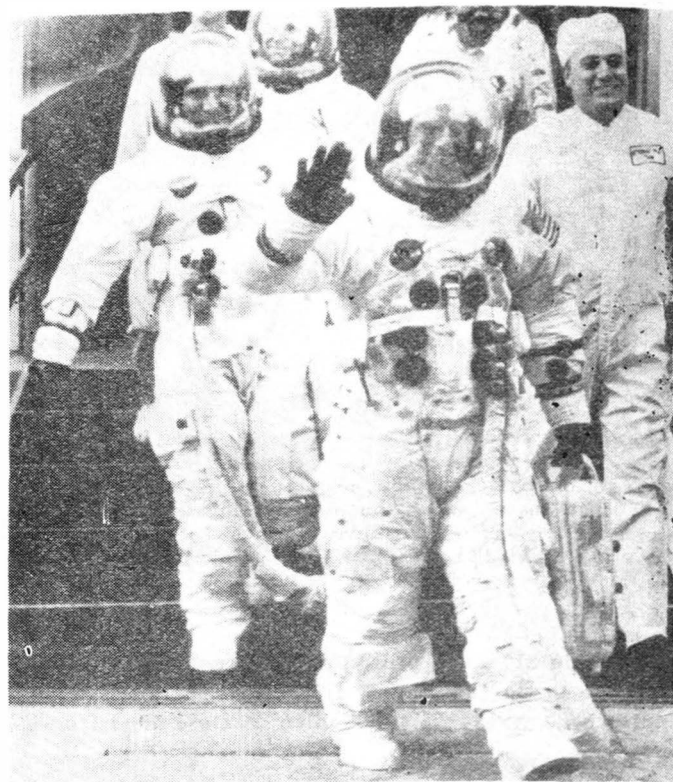
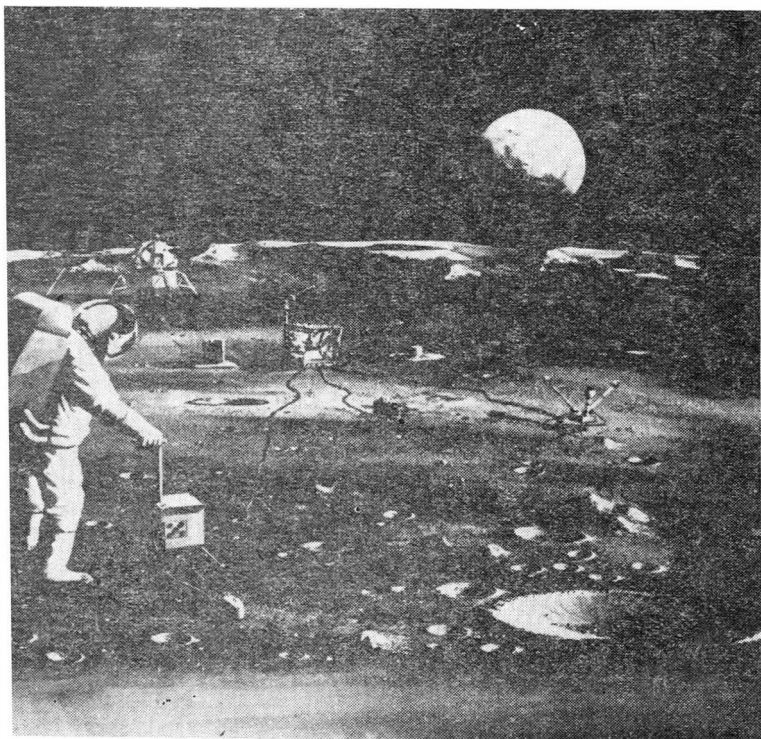
Drugie wyjście na powierzchnię Księżyca rozpoczęło się w dniu 20 listopada o godzinie 5 minut 1. Tym razem głównym zadaniem astronautów było dojście do sondy „Surveyor”3 i demontaż pewnych jego części, których zbadanie na Ziemi umożliwi wyciągnięcie pewnych wniosków na temat mikrometeoritowego ostrzału powierzchni Księżyca, napromieniowania jej przez promieniowanie jonizujące z przestrzeni kosmicznej, a także innych zjawisk.

Gdy astronauta podeszli do „Surveyora”, przekonali się, iż wykopane przed przeszło dwoma laty w gruncie Księżyca przez jego koparkę jamki, zachowały się bez zmian. Potwierdza to powszechne przekonanie, że erozja kosmiczna i termiczna powierzchni Księżyca jest niezwykle słaba i powolna.

Astronauta stwierdzili równocześnie, że sonda zabrudzona jest pyłem. Daje się to objaśnić w prosty i naturalny sposób. Mianowicie może to być pył poderwany przez silniki hamujące lądującej sondy — a dodać tu należy, iż nie od razu wyłączyły się one po wylądowaniu, w wyniku czego „Surveyor”3 wykonał dwa skoki, na odległość 20 i 11 m. Może to być też pył poderwany z powierzchni Księżyca przez raketowy silnik hamujący lądującego obecnie na Księżycu statku „Intrepid”. Drugim zadaniem astronautów w czasie tego wyjścia było wykonywanie dalszych fotografii, a przede wszystkim zbieranie dalszych próbek mineralnych.

Dodać tu należy, że zbierając próbki astronauta postępowali tym razem znacznie bardziej metodycznie niż ich poprzednicy, gdyż przed podniesieniem każda prób-

6. Rysunek przedstawia zainstalowany na powierzchni Księżyca zespół przyrządów ALSEP. Astronauta stoi przy wykrywaczu jonosfery księżycowej



8. Astronauta Charles Conrad, Richard Gordon i Alan Bean opuszczają swe kwatery na Przylądku Kennedy'ego na niewiele godzin przed startem na Księżyc 14 listopada 1969 r.

ka była najpierw fotografowana, następnie po podniesieniu chowano ją do oddzielnego woreczka plastikowego i fotografowano jeszcze miejsce, skąd ją podjęto. W czasie tego wyjścia na powierzchnię Księżyca astronauta wykonali także ciekawe doświadczenie sejsmiczne, a mianowicie małą lawinę na zboczu jednego z niewielkich kraterków księżycowych. Przypuszcza się bowiem, że niektóre z wstrząsów rejestrowanych przez sejsmometr poprzedniej wyprawy były powodowane obsunięciami gruntu. Obecnie jak się wydaje sprawa ta zostanie wyjaśniona.

Pobyt Conrada i Beana na Księżycu dostarczył także ciekawych danych natury biomedycznej. Mianowicie odmiennie niż ich poprzednicy obaj astronauta wcale nie uważali, że poruszanie się po Księżycu jest zupełnie łatwe. Uskarżali się też na nieporęczność skafandrów. Co prawda mógł to być tylko efekt psychologiczny. Mianowicie opierając się o relację Armstronga i Aldrina oczekiwali zapewne, że nie zetkną się z żadnymi trudnościami w tej dziedzinie. Innym spostrzeżeniem z tego zakresu było wystąpienie przegrzania skafandrów w czasie powrotu z drugiego wyjścia, spowodowane zapewne długością spaceru i pracą przy demontażu sondy „Surveyor”.

Warto wspomnieć, że wracając z tego spaceru Conrad potknął się i przewrócił. Wstał jednak samodzielnie bez żadnych obrażeń. Nie spełniły się więc nieuzasadnione obawy prasowe że wypadek taki może być niebezpieczny. Należy bowiem zdawać sobie sprawę z tego, że powłoki skafandra i jego hełm wykonane są z nadzwyczaj wytrzymałych tworzyw. Należy też dodać, iż rozpuchnięty przez ciśnienie zawartego w nim tlenu skafander spełnia rolę swego rodzaju amortyzatora pneumatycznego; pamiętać też trzeba o sześciokrotnie słabszej sile przyciągania Księżyca niż Ziemi.

11. Załoga statku „Apollo” 12 (od lewej do prawej: Charles Conrad, Richard Gordon i Alan Bean) w przenośnym pomieszczeniu kwarantannowym na lotniskowcu „Hornet”. Nad prawym okiem Alana Beana widać plaster zakrywający lekkie skaleczenie, którego astronauta doznał w czasie wodowania



Po powrocie do kabiny astronauta przebywali jeszcze na Księżycu do godziny 15 minut 26, na którą wyznaczony był start.

Po powrocie do statku „Apollo” astronauta wykonali ciekawe doświadczenie. Mianowicie spowodowane zostało zmniejszenie prędkości niepotrzebnej już kabiny statku LM o około 61 m/s. W wyniku tego spadła ona (o około 75 km) od miejsca lądowania. Wywołało to wstrząs taki jak wybuch około 800 kg trójnitrotoluenu. Zupełnie nieoczekiwanie, wzbudzony tym wstrząs trwał w globie Księżyca około godzinę! Pierwsze próby wyjaśnienia tego zjawiska sugerują, że wystąpił lawinowy proces wyrównywania się naprężeń we wnętrzu globu Księżyca lub też lawinowy proces obsunięcia znajdującego się w stanie chwiejnej równowagi gruntu na zboczach kraterów i gór księżycowych. I jedno i drugie wyjaśnienie nie jest jednak w pełni zadowalające. Trudno bowiem uwierzyć w to, że Księżyc czekał z wyrównaniem tych naprężeń na spadek kabiny statku LM. Wszakże bowiem podlega on przecież naturalnym trzęsieniom powodowanym choćby przez uderzenia meteorów. Zjawisko wymaga więc dalszych badań. Zamierza się w tym celu wykorzystać w czasie dalszych wypraw „Apollo” zużyte ostatnie stopnie rakiet nośnych „Saturn” 5, powodując ich spadek na powierzchnię Księżyca.

Krążąc jeszcze przez jakiś czas wokół Księżyca w statku „Apollo” astronauta wykonali fotografie rejonów przewidzianych na lądowanie wypraw „Apollo” 13, 14

i 15. Fotografie te wykonywano czterema aparatami fotograficznymi stosując w każdym z nich filtr optyczny o innej barwie. Da to znacznie dokładniejsze niż dotychczas dane o barwach występujących na powierzchni Księżyca.

Wyjaśnić trzeba, że również po wyprawie „Apollo” 12 astronauta poddani zostali 21 dniowej kwarantannie biologicznej. Choć bowiem kwarantanna uczestników poprzedniej wyprawy nie wykazała istnienia na Księżycu jakichkolwiek żywych organizmów, to jednak żadnej ostrożności w tej dziedzinie nie jest za wiele, tym bardziej, że obecna wyprawa wylądowała na zupełnie innym pod względem selenologicznym terenie. Jeżeli jednak również i ta kwarantanna da wynik negatywny, to w następnych wyprawach warunki kwarantanny mają być znacznie złagodzone.

Następna wyprawa ma wystartować zgodnie z obecnymi planami 12 marca 1970 r.

Pisząc o wyprawie „Apollo” 12 należy z uznaniem stwierdzić, iż tym razem dobrze się spisala polska telewizja organizując audycję sprawozdawczą z pierwszego wyjścia astronautów na powierzchnię Księżyca. Co prawda nie dopisała transmisja telewizyjna z Księżyca na skutek uszkodzenia nadawczej kamery telewizyjnej, ale udział w audycji naukowców z różnych dziedzin wiedzy dostarczył wielu ciekawych informacji. Szkoda tylko, że w niemalym zespole sprawozdawców był tylko jeden astronom i to specjalista z dziedziny astronomii gwiazdowej bądź co bądź bardzo odległej od problematyki selenologicznej.

Warto przeczytać...

WACŁAW LITWINOWICZ

Wydawnictwa Komunikacji i Łączności Warszawa 1969. Wydanie pierwsze. Nakład 1500 + 200 egz. Ark. wyd. 25,4. Ark. druk. 20. Cena zł 38.

Transport lotniczy towarów

W książce przedstawione są zagadnienia związane z rozwojem transportu towarów drogą lotniczą na świecie. Autor zwraca uwagę przede wszystkim na techniczne aspekty transportu lotniczego, a więc na stosowane samoloty i pomocnicze urządzenia załadunkowe oraz na urządzenia towarowe portów lotniczych.

Ponieważ zagadnienie przewozów lotniczych w naszym kraju staje się coraz bardziej aktualne, a doświadczenia nasze są raczej skromne, autor stara się pokazać transport lotniczy w krajach bardziej zaawansowanych, dając obraz z okresu bardziej podobnego do naszych potrzeb. Dlatego nie zawsze pokazane są najnowsze osiągnięcia, gdyż głównym celem książki jest pokazanie zagadnień lotniczego transportu towarów oraz trudności towarzyszące w okresie rozwoju.

Książka przeznaczona jest dla pracowników transportu lotniczego i lotnictwa cywilnego w ogóle oraz dla zespołów kierowniczych innych gałęzi transportów, jak również dla wszystkich, którzy interesują się sprawami transportu i lotnictwa.

STATEK KSIĘŻYCOWY LM

Dokończenie

Układ wytwarzający warunki życia w kabinie statku

Układ określany jako wytwarzający warunki życia w kabinie statku ma do spełnienia następujące zadania:

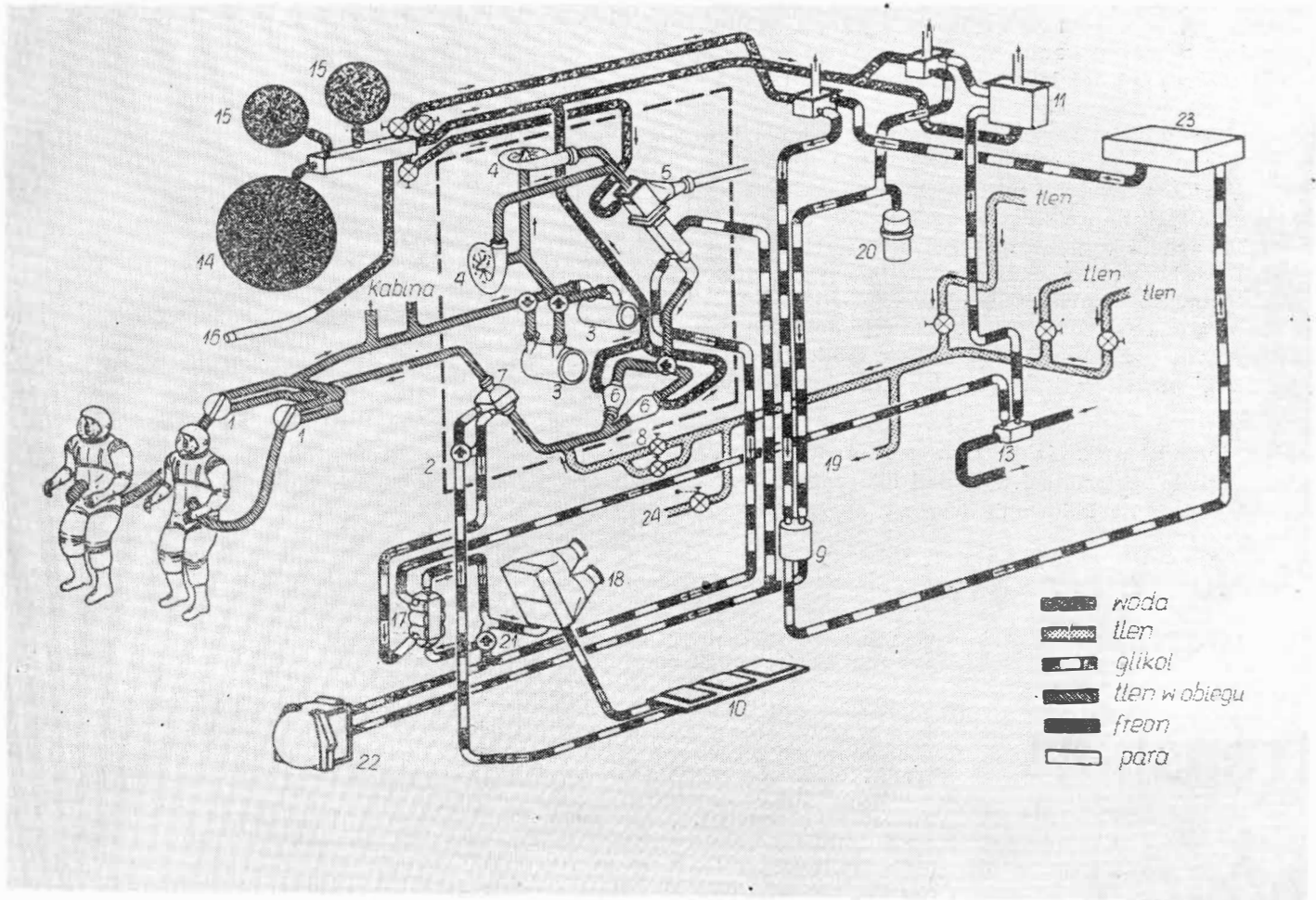
- utrzymanie w ciągu 49 godzin zarówno w samej kabinie statku, jak i w skafandrach obu astronautów atmosfery do oddychania o odpowiednim ciśnieniu, temperaturze i wilgotności;
- dostarczanie wody do chłodzenia, picia, przyrządzania potraw, napełniania tornistrów zaopatrzeniowych, a ostatnio również do gaszenia pożaru;

- usuwanie z obiegu tlenu, dwutlenku węgla, wody zanieczyszczeń i zapachów;

- chłodzenie urządzeń elektronicznych.

Układ musi odpowiadać trudnym wymaganiom związanym z pracą w warunkach zupełnej nieważkości i warunkach $1/6$ siły ciężenia ziemskiego, z narażeniem na obciążenia dynamiczne w czasie lądowania na Księżycu oraz ze skokami temperatur i promieniowaniem powierzchni Księżyca.

Układ, opracowany przez firmę Hamilton Standard, składa się z czterech głównych zespołów: zespołu obie-



6. Schemat układu wytwarzającego warunki życia w kabinie statku: 1 — zawory odcinające, 2 — zawór regulacji temperatury, 3 — pochłaniacz z wodorotlenkiem litu, 4 — dmuchawy, 5 — wymienniki ciepła tlen-glikol, 6 — oddzielacze wody, 7 — wymiennik ciepła tlen-glikol, 8 — zawory regulacji ciśnienia, 9 — pompa mieszanki glikolowej, 10 — chłodnice płytowe, 11 — w czlonie startowym, 12 — parowniki, 13 — wymiennik ciepła freon-glikol, 14 — zbiornik wody w czlonie hamującym, 15 — zbiorniki wody w czlonie hamującym, 16 — pobór wody do tornistrów zaopatrzeniowych, 17 — wymiennik ciepła do regeneracji glikolu, 18 — wy-glikolowej, 19 — pobór tlenu do tornistrów zaopatrzeniowych, 20 — zbiornik wyrównawczy mieszanki awaryjnego powrotu na orbitę, 21 — zawór regulacji temperatury w kabinie, 22 — chłodzenie układu nawigacyjnego, 23 — chłodzenie układu awaryjnego powrotu na orbitę, 24 — awaryjne napełnianie kabiny tlenem

gu tlenu (zwanego też zespołem regeneracyjnym), zespołu wymienników ciepła, zespołu zaopatrzenia tlenowego i zespołu obiegu wody. Zespoły te są zabudowane na tylnej ścianie kabiny statku. Układ jest zasilany w prąd elektryczny przez akumulatory o napięciu 28 V.

Zespół obiegu tlenu — ujęty na schemacie układu (rys. 6) linią w kwadrat — przetłacza tlen pod ciśnieniem ok. 250 mmHg (0,34 kG/cm²) przez skafandry i przez kabinę statku. Oba obiegi — przez skafandry i przez kabinę — są ze sobą związane, można je jednak rozłączyć, wówczas gdy astronauta chcą zdjąć skafandry lub opuścić statek. Następnie tlen przepuszczany jest przez pochłaniacze z wodorotlenkiem litu (LiOH) i aktywowanym węglem, które usuwają z niego dwutlenek węgla, zanieczyszczenia i zapachy. Dwie dmuchawy przetłaczają czysty lecz gorący tlen przez glikolowy wymiennik ciepła, w którym zostaje on schłodzony do temperatury +4,5 °C. Przed doprowadzeniem tlenu do drugiego wymiennika ciepła, który nadaje mu żądaną temperaturę, w specjalnej wirówce następuje oddzielenie od tlenu wody. W razie konieczności uzupełnienia tlenu między oddzielaczem wody a drugim wymiennikiem ciepła doprowadza się świeży tlen.

Warto tu przypomnieć powody, dla których Amerykanie zastosowali w statku LM, podobnie jak w statku „Apollo” i we wszystkich poprzednich swoich statkach kosmicznych, atmosferę składającą się z czystego tlenu. Wybór ten jest mianowicie ściśle związany z faktem, że decydujące znaczenie ma ciśnienie cząstkowe tlenu w płucach, które wynosi 160 mmHg zarówno w przypadku normalnej atmosfery o ciśnieniu 760 mmHg, jak i w przypadku atmosfery składającej się z czystego tlenu o ciśnieniu 160 mmHg. Tak więc zastosowanie atmosfery z czystego tlenu pozwala na znaczne zmniejszenie jej ciśnienia. Mniejsze ciśnienie w kabinie, skafandrach i tornistrach zaopatrzeniowych zapewnia z kolei mniejsze straty tlenu wskutek nieszczelności oraz pozwala na zmniejszenie ilości tlenu potrzebnego do napełniania tornistrów zaopatrzeniowych, używanych przez astronautów na zewnątrz statku. Dotychczasowe załogowe loty kosmiczne wykazały, że atmosfera z czystego tlenu nie jest pod żadnym względem szkodliwa dla zdrowia. Natomiast zasadniczą wadą atmosfery złożonej z mieszaniny azotu i tlenu pod normalnym ciśnieniem jest to, że gwałtowna dekompresja kabiny i przejście na mniejsze ciśnienie w skafandrach wywoływałoby u astronautów embolizm (chorobę nureków). Ciśnienie w skafandrach musi być możliwie najmniejsze z tego powodu, że przy dużym ciśnieniu skafandry stawałyby się tak sztywne, iż astronauta traciliby zdolność poruszania się (ciśnienie tlenu w skafandrach astronautów statków LM wynosi 190 mmHg). Oczywiście, niebezpieczeństwo pożaru w czystej atmosferze tlenowej jest większe, jednak zalety tej atmosfery zdecydowanie przeważają nad jej wadami, tak że nawet po pożarze statku „Apollo” nie zaszła potrzeba wprowadzenia pod tym względem większych zmian.

Zespół wymienników ciepła ma obieg pierwotny i obieg wtórny. Obieg wtórny przejmuje zadanie chłodzenia ważniejszych urządzeń w przypadku, gdy zawiedzie obieg pierwotny. Wymienniki ciepła poza chłodzeniem urządzeń statku służą również, za pośrednictwem wentylatorów, do utrzymania wymaganej temperatury w kabinie. Chłodnice płytowe zastosowano do chłodzenia systemu nawigacji bezwładnościowej, elektroniki i akumulatorów. Pompa przetłacza mieszaninę glikolową

przez cały zespół wymienników ciepła. Mieszanka glikolowa odbiera ciepło z wymienników i chłodnic płytowych, a następnie w sublimatorze oddaje je wodzie. W sublimatorze woda zamraża i odparowuje w próżni przez porowatą pokrywę. Część wody odparowuje w parownikach. Pary wody odprowadzane są na zewnątrz statku. Przed startem z Ziemi, podczas kontroli urządzeń statku, ciepło jest odprowadzane w oddzielnym wymienniku do obiegu freonu urządzenia naziemnego.

Zespół zaopatrzenia tlenowego służy do automatycznego uzupełniania ubytków tlenu spowodowanych zużyciem go przez astronautów i nieszczelnościami kabiny (maksymalne zużycie tlenu wynosi 0,1 kG/h). W przypadku zmniejszenia się ciśnienia w kabinie poniżej 225 mmHg, regulator ciśnienia automatycznie zwiększa je do 250 mmHg. Zapas tlenu wystarcza do 4-krotnego napełnienia kabiny, przy czym ciśnienie robocze jest osiągnięte w ciągu 2 min. Poza tym możliwe jest 6-krotne napełnienie tornistrów zaopatrzeniowych, do których wchodzi każdorazowo 0,45 kG tlenu pod ciśnieniem 60 kG/cm². Tlen jest zmagazynowany pod ciśnieniem w kilku zbiornikach. Jeden, o pojemności 22 kG, znajduje się w członie hamującym, a dwa po 1,1 kG umieszczone są w członie startowym.

Zespół obiegu wody zasila chłodnicę sublimatorową i dostarcza wody pitnej. Jest on zaopatrzony w zawór umożliwiający napełnianie zbiornika wodnego tornistrów zaopatrzeniowych. Woda z oddzielacza wody zespołu obiegu tlenu jest doprowadzana do parowników. Zapas wody znajduje się w trzech zbiornikach. Największy z nich zawiera 150 kG wody i jest zabudowany w członie hamującym. Woda z tego zbiornika pobierana jest w czasie lądowania i pobytu astronautów na Księżycu. Dwa mniejsze zbiorniki, po 19 kG, są umieszczone w członie startowym i są wykorzystywane w czasie powrotu do statku „Apollo”. Ponieważ obieg wody musi działać również w stanie nieważkości, woda w każdym ze zbiorników mieści się w worku gumowym, z którego jest wytłaczana przez działające na worek ciśnienie sprężonego azotu. Każdy zbiornik jest zaopatrzony w miernik ilości wody.

Układ sterująco-nawigacyjny

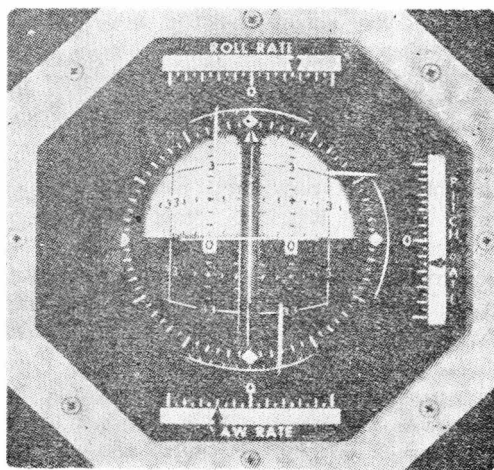
Układ sterowania i nawigacji ma zapewnić w czasie lądowania i startu z Księżyca właściwe położenie i właściwy, poprzednio obliczony, tor lotu statku LM. Jego zasadniczym elementem jest przelicznik, w którego pamięci (pojemność pamięci 36 000 słów) są zmagazynowane wartości parametrów toru lądowania i startu. Wartości te łącznie z danymi przekazywanymi przez urządzenia nawigacyjne są wykorzystywane do rozwiązywania równań ruchu dla fazy lotu z napędem i dla fazy lotu bez napędu. Rozwiązanie tych równań i uwzględnienie prawa sterowania położeniem i praw kierowania statkiem daje w wyniku wymagane warunki pracy silnika (wartość i kierunek ciągu) oraz niezbędne korekty. Dokładność obliczeń toru lotu jest uzależniona od dokładności wprowadzonych do przelicznika wartości. Szczególnie ważna jest tu dokładna znajomość pola grawitacji Księżyca. Po locie „Apollo” 8 (10-krotne okrążenie Księżyca) do przelicznika wprowadzono nowe wartości parametrów uwzględniające odkryte już wcześniej — w czasie lotów satelitów Księżyca „Lunar Orbiter” — lokalne koncentracje mas (mascony). Astronauta mają możliwość wprowadzania



7. Uproszczony schemat blokowy układu sterująco-nawigacyjnego statku

do pamięci przelicznika zmienionych wartości oraz użytkowania danych opracowanych przez przelicznik.

Podczas lotu przelicznik otrzymuje dane pomiarowe z dwóch urządzeń radarowych — w czasie lądowania z radaru lądowania, w czasie lotu powrotnego z radaru spotkaniowego — oraz z platformy bezwładnościowej. Oba urządzenia radarowe, składające się z wysokościomierza i miernika Dopplera, przekazują do przelicznika wartości odległości od powierzchni Księżyca i prędkości, również względem jego powierzchni. Natomiast platforma bezwładnościowa wprowadza do przelicznika zmierzone wartości kątów położenia przestrzennego statku i wartości jego przyspieszeń. Rozwiązując wspomniane już równania ruchu przelicznik porównuje wartości zmierzone z wartościami zmagazynowanymi w pamięci i stosując następnie prawa sterowania położeniem i kierowania lotem wyznacza wymagany ciąg silnika hamującego lub sekwencje pracy silnika startowego i położenia statku zapewniające odpowiedni kierunek działania ciągu. Poza tym przelicznik musi określić wydatki składników materiału pędnego warunkujące wymagany ciąg w przypadku silnika hamującego oraz czas działania odpowiedniego zespołu silników sterujących w celu uzyskania wymaganego położenia statku i przesłać odpowiednie sygnały do insta-



8. Wskaźnik położenia zbudowany przez firmę Lear Siegler

lacji zasilania silnika hamującego lub startowego i do instalacji zasilania silników sterujących. Uproszczony schemat blokowy układu sterująco-nawigacyjnego przedstawia rys. 7.

Oczywiście, astronauta w każdej chwili mogą przejść na sterowanie ręczne, lecz normalnie przewidziane to jest tylko w ostatniej fazie lądowania, na wysokości 100 m nad powierzchnią Księżyca.

Astronauta używają sekstantu, aby z dwóch namiarów gwiazd określać pozycję i prędkość statku i aby utrzymywać platformę bezwładnościową w odpowiednim położeniu przestrzennym.

Wysokość nad powierzchnią Księżyca, prędkość i położenie statku są wskazywane na oddzielnych przyrządach. Rysunek 8 przedstawia wskaźnik położenia opracowany przez firmę Lear Siegler.

W skład urządzeń sterująco-nawigacyjnych wchodzi również system awaryjny, który w razie zaistnienia niebezpieczeństwa podczas lądowania oddziela człon startowy od członu hamującego, włącza silnik startowy i wprowadza astronautów z powrotem na orbitę.

Urządzenia łącznościowe

Urządzenia łącznościowe statku LM zapewniają łączność ze statkiem „Apollo”, ze stacjami naziemnymi, między statkiem a astronautą znajdującym się na zewnątrz oraz między astronautami na powierzchni Księżyca. Przekazywanie danych i rozmowa z Ziemią odbywa się w pasmie S (2101,8 i 2282,5 MHz), natomiast łączność ze statkiem „Apollo” jest utrzymywana w pasmie VHF (259,7 i 296,8 MHz), podobnie jak łączność między statkiem LM i astronautą znajdującym się na zewnątrz oraz między astronautami przebywającymi na powierzchni Księżyca. Transmisje telewizyjne przeprowadzane są w pasmie S.

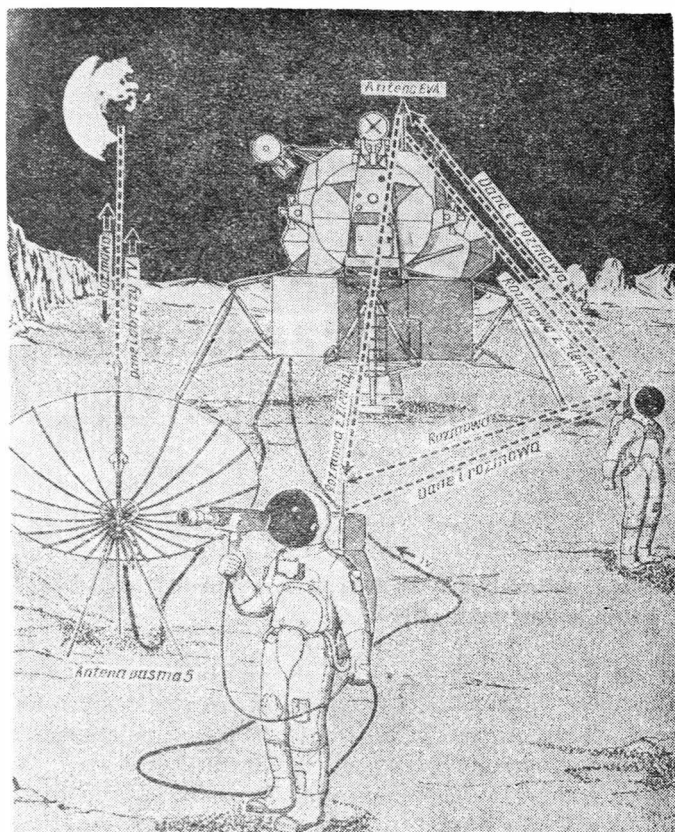
Na pokładzie statku znajdują się dwa urządzenia nadawczo-odbiorcze pasma S i dwa pasma VHF. Urządzenia nadawczo-odbiorcze VHF w czasie lotu mogą być przełączone albo na przednią albo na tylną antenę, podczas gdy na Księżycu łączy się je z anteną EVA (Extra Vehicular Activity). Urządzenia nadawczo-odbiorcze pasma S pracują ze wzmacniaczem i mogą być łączone z trzema różnymi antenami: przednią lub tylną oraz z anteną nastawną. Na powierzchni Księżyca stosować można dodatkowo antenę składaną, ustawioną na zewnątrz statku.

Nastawna antena pasma S może być sterowana albo przez astronautów albo w sposób automatyczny. Antena ma paraboliczny reflektor o średnicy 65 cm i poza łącznością jest używana również do namiarów. Musi być ona początkowo nakierowana na $\pm 12,5^\circ$ w stosunku do wiązki nadajnika, po czym zadanie sterowania anteną przejmują urządzenia automatyczne, które nakierowują antenę na nadajnik niezależnie od położenia statku LM.

Rysunek 9 pokazuje linie łączności podczas pobytu astronautów na Księżycu, na zewnątrz statku.

Zasilanie statku w energię elektryczną

Źródło prądu statku LM stanowią akumulatory srebrno-cynk. W członie hamującym umieszczone są cztery z nich — każdy o pojemności 400 Ah (25A, 28 V w ciągu 16 h w temperaturze 27 °C) i ciężarze ok. 57 kG. Są one połączone równolegle. W przypadku uszkodzenia jednego z akumulatorów pozostałe mogą pokryć całe zapotrzebowanie na prąd. W członie startowym znajdują się dwa akumulatory o pojemności po 296 Ah (50 A 28 V w ciągu 5,9 h w temperaturze 27 °C) i ciężarze 57 kG, przy czym jeden akumulator pokrywa całe zapotrzebowanie na prąd. Akumulatory te zasilają urzą-



9. Linie łączności podczas pobytu astronautów na Księżycu, na zewnątrz statku

dzenia członu startowego od chwili startu z Księżycza do chwili połączenia ze statkiem „Apollo”.

Akumulatory są umieszczone na chłodnicach płytowych. Temperatura akumulatorów jest sprawdzana w sposób ciągły i akumulatory pracujące wadliwie są z sieci wyłączone.

Prąd zmienny jest dostarczany przez dwie przewymiarowane przetwornice, zabudowane w członie startowym. Napięcie na wyjściu z przetwornic wynosi 115 V, częstotliwość 400 Hz, maksymalna moc 350 VA.

Układ kontrolny

Układ kontrolny statku LM sprawdza w sposób ciągły ważniejsze urządzenia statku, przekazując wyniki kontroli na Ziemię, a w razie wadliwego działania którejkolwiek z kontrolowanych obiektów informuje o tym astronautów. Układ ten przesyła na Ziemię w ciągu sekundy 51 200 bitów z zakodowanymi wynikami kontroli 279 podukładów statku. W urządzeniach elektronicznych układu kontrolnego są zmagazynowane nominalne wartości parametrów różnych podukładów statku, które są porównywane z wartościami mierzonymi, dzięki czemu wszelkie odchyłki są natychmiast wykrywane. Umożliwia to podjęcie przez Ziemię odpowiednich środków zaradczych. Niezależnie od tego układ kontrolny informuje astronautów o ujawnionych uszkodzeniach za pomocą sygnalizacji świetlnej i dźwiękowej (sygnalizacja dźwiękowa jest szczególnie ważna w czasie snu astronautów), podając równocześnie wskazówki co do dalszego postępowania.

Do układu kontrolnego należy również magnetofon do nagrywania rozmów astronautów i sygnałów czasowych. Może on być włączony albo przez astronautów, albo

automatycznie w chwili pojawienia się dźwięków w kabynie lub na wyjściu z odbiornika.

Kilka uwag na temat zagadnienia bezpieczeństwa wypraw księżycowych

Z opisu statku LM widać, jak dużo uwagi poświęcono przy jego projektowaniu zagadnieniom bezpieczeństwa astronautów i niezawodności działania urządzeń statku. Pomijając samą konstrukcję obu członów pojazdu, zapewniającą astronautom ochronę cieplną i przeciw mikrometeoritom oraz gwarantującą „miękkie” lądowanie, przypomnieć tu należy zdwojony układ sterowania silnikiem hamującym, podział układu silników sterujących na dwa podukłady mogące niezależnie od siebie sterować położeniem statku, połączenie ze sobą instalacji paliwowej silnika startowego z instalacją silników sterujących, zastosowanie paliwa o spontanicznym zapłonie, rozmieszczenie składników materiału pędnego, helu, tlenu, wody nie w pojedynczych zbiornikach, lecz w kilku zbiornikach oddzielnych, zastosowanie niezależnego sposobu przetwarzania paliwa i utleniacza oraz wody za pomocą ciśnienia gazu, zastosowanie pierwotnego i wtórnego obiegu chłodzenia, zainstalowanie przewymiarowanych akumulatorów i przetwornic, zastosowanie automatycznego urządzenia awaryjnego powrotu na orbitę, a przede wszystkim opracowanie całego systemu kontrolującego działanie urządzeń pokładowych, który nie tylko wykrywa uszkodzenia, lecz również wskazuje środki zaradcze.

To samo zresztą można powiedzieć również o innych elementach składowych programu „Apollo”. Wystarczy tu choćby przypomnieć rakietę ratunkową kabiny statku „Apollo”, która stanowi dla astronautów dodatkowe zabezpieczenie w czasie startu i wprowadzania statku na orbitę wokołoziemską.

Warto tu poza tym dodać, że poszczególne orbity i tory lotu są tak dobrane, aby astronautom zapewnić możliwie największe szanse ratunku w przypadku awarii silników. Dotyczy to mianowicie wokołoziemskiej orbity parkingowej, toru lotu w kierunku Księżycza, orbity statku LM przed lądowaniem i orbity statku LM po starcie z Księżycza. I tak na przykład, orbita statku LM po starcie z Księżycza ma periselenium na wysokości 16 km, a aposelenium na wysokości 80 km, a więc tylko o 24 km poniżej orbity statku „Apollo”; pozwala to statkowi „Apollo” wykonanie odpowiednich manewrów w celu połączenia się ze statkiem LM, w przypadku gdyby silnik startowy tego ostatniego nie dał się ponownie uruchomić. Z podobnych przyczyn aposelenium orbity, na której znajduje się statek LM przed przeprowadzeniem manewru lądowania, leży na orbicie statku „Apollo”.

Często można spotkać się z wypowiedziami na temat ogromnego ryzyka wypraw księżycowych programu „Apollo” spowodowanego brakiem możliwości udzielenia astronautom pomocy przez wysłanie z Ziemi statku ratunkowego. Niejednokrotnie uważa się to za dowód lekceważenia życia astronautów.

Należy jednak zdawać sobie sprawę z faktu, że akcje ratunkowe prowadzone z Ziemi za pomocą statków rezerwowych stanowią tylko jedną z wielu możliwości zabezpieczenia życia astronautów (pozostałe możliwości — to m.in. omówione powyżej), skomplikowaną

technicznie, często zwiększającą ogólne ryzyko wyprawy i niekorzystną pod względem kosztów.

Gdyby uważano, że tego rodzaju akcje ratunkowe są celowe, już obecnie byłoby możliwe ich przygotowywanie. Wiadomo przecież, że budynek montażowy na Przylądku Kennedy pozwala na równoczesny montaż na ruchomych wyrzutniach kilka rakiet „Saturn” 5 ze statkami „Apollo” oraz że istnieje kilka stanowisk startowych. Tak więc, równoczesne przygotowywanie do startu dwóch statków „Apollo” — jednego do wykonania zasadniczego zadania i drugiego, ratunkowego, startującego tylko w razie konieczności — byłoby zupełnie realne. Można też wyobrazić sobie samą akcję ratunkową w przypadku, gdyby chodziło o zabranie astronautów z orbity wokołoksiężycowej. Zagadnienie komplikuje się jednak w przypadku konieczności przetransportowania astronautów z powierzchni Księżyca. Zaczyna bowiem wówczas odgrywać rolę czynnik czasu. Wiadomo, że urządzenia statku LM zabezpieczają astronautom warunki życia tylko na 49 h, co jest znacznie za mało, aby wyprawa ratunkowa z Ziemi mogła przybyć na czas. Wprawdzie możliwe byłoby prawdopodobnie zwiększenie tego czasu, gdyby astronauta nie opuszczali statku (dekompresja kabiny), lecz przecież awaria uniemożliwiająca start może nastąpić również pod koniec pobytu astronautów na Księżycu, a więc gdy nie ma już prawie żadnej rezerwy czasu; można poza tym wyobrazić sobie sytuację, gdy astronauta zdani są tylko na swoje tornistry zaopatrzeniowe. Tak więc dochodzi się do wniosku, że równocześnie powinny startować z Ziemi dwa statki „Apollo” — zasadniczy i ratunkowy — co oczywiście zwiększałoby prawdopodobieństwo wystąpienia jakiegś awarii.

Wyrażano poza tym opinie, że astronautów wypraw „Apollo” 8, 10 i 11 narażono na duże niebezpieczeństwo, ponieważ wysłano ich na te wyprawy w statkach prototypowych, jeszcze w pełni nie wypróbowanych. Otóż ani statek „Apollo” 8 czy 10, ani statki LM z wypraw „Apollo” 10 i 11 nie były statkami prototypowymi. Prototypy były używane do stoiskowych prób statycznych i dynamicznych oraz do bezzałogowych i załogowych prób na orbicie wokołozemskiej. Raczej można mówić o tym, że ze statkiem „Apollo” i LM nie przeprowadzono prób bez załogi w identycznie takich samych warunkach, w jakich znalazły się one później z załogą na pokładzie. Chodzi tu o lot po orbicie wokołoksiężycowej w przypadku statku „Apollo” i o lądowanie na Księżycu w przypadku statku LM. Jednak zarzut tego rodzaju również nie wytrzymuje krytyki. W pierwszym przypadku bowiem warunki na orbicie Księżyca niczym nie różnią się, jeżeli chodzi o ich wpływ na statek, od warunków na orbicie Ziemi, a o pewnych anomaliach ruchu ciał wokół Księżyca (spowodowanych maskonami) wiadomo już z badań przeprowadzonych przez satelity „Lunar Orbiter”. Również bezzałogowe lądowanie i start z Księżyca statku LM niczego by nie udowodnił, ponieważ pomyślnie wykonanie zadania przez statek bezzałogowy nie oznaczałoby jeszcze, że podobnie pomyślny przebieg będzie miało lądowanie ludzi na Księżycu. Zresztą równie dobrze bezzałogowy pojazd LM mógł się rozbić w którymś z kraterów księżycowych, podczas gdy interwencja ludzi na pokładzie mogłaby temu zapobiec, podobnie jak to się stało w czasie lądowania na Księżycu statku „Eagle”.

(dokończenie na str. 17).

PRĘDKOŚĆ PROPAGACJI PĘKNIĘĆ ZMĘCZENIOWYCH W KONSTRUKCJI PŁATOWCA

Dokończenie

Metoda obliczania trwałości zmęczeniowej konstrukcji z istniejącym pęknięciem

W [6] przedstawiono metodę obliczania trwałości zmęczeniowej konstrukcji z istniejącym pęknięciem. Metoda pozwala na obliczenie zależności długości pęknięcia od czasu eksploatacji (liczby przelecianych kilometrów lub liczby godzin lotu). Metoda umożliwia określenie wpływu przedziału naprężeń (σ_{az} , σ_{ak}) na wzrost zużycia zmęczeniowego konstrukcji. Przy użyciu tej metody określono trwałości dla badanych próbek ze zgniotem i bez zgniotu, porównując wpływ wprowadzonego zgniotu na parametry propagacji przy obciążeniach o zmiennej amplitudzie według widma obciążeń dla samolotów transportowych. Podstawowe zależności metody i wyniki obliczeń dla badanych próbek podano poniżej.

Zgodnie z regułą liniowej kumulacji zmęczenia długość przelotu (liczba przelecianych kilometrów) potrzebna do wywołania w konstrukcji określonej długości pęknięcia l_i wynosi:

$$L_i = \frac{B}{D_i} \quad (1)$$

gdzie:

D_i — wartość zużycia zmęczeniowego na określonej długości przelotu B odpowiadająca określonej długości pęknięcia l_i . Wartość zużycia zmęczeniowego w analizie całkowitej trwałości zmęczeniowej oblicza się z zależności [3] :

$$D = - \int_{\sigma_{az}}^{\infty} \frac{dH}{d\sigma_a} \frac{1}{N} d\sigma_a$$

gdzie:

H — liczba występujących naprężeń większych lub równych $+\sigma_a$ i $-\sigma_a$ na długości przelotu B , a N — liczba cykli obciążenia potrzebnych do zniszczenia przy stałych naprężeniach σ_a . W zastosowaniu do obliczeń trwałości etapu propagacji powyższą zależność można napisać:

$$D_i = - \int_{\sigma_{ak} = f(l)}^{\infty} \frac{dH}{d\sigma_a} \frac{1}{N_i} d\sigma_a \quad (2)$$

gdzie:

σ_{ak} — naprężenia nie wywołujące propagacji pęknięcia (zależne od długości pęknięcia), a N_i — liczba cykli po-

trzebna do wywołania założonej długości pęknięcia przy stałych naprężeniach σ_a .

Oznaczając przez ΔD_i zużycia zmęczeniowe odpowiadające określonym przyrostom długości pęknięcia:

$$\Delta l_i = l_i - l_{i-1} \quad (3)$$

można napisać:

$$\Delta D_i = \Delta F_i + \Delta E_i \quad (4)$$

gdzie:

F_i oznacza część zużycia zmęczeniowego ΔD_i pochodzącą od naprężeń większych od σ_{az} , niezależnych od Δl_i i stałych dla kolejnych ΔF_i , a ΔE_i — część zużycia zmęczeniowego ΔD_i pochodzącego od działania na konstrukcję przedziału naprężeń (σ_{az} , σ_{aki}).

Wartość ΔF_i można określić stosując zależność (2) napisaną w postaci:

$$\Delta F_i = - \int_{\sigma_a}^{\infty} \frac{dH}{d\sigma_a} \frac{1}{\Delta N_i} d\sigma_a$$

$$H = H_0 e^{-h\sigma_a} \quad (5)$$

gdzie H_0 i h współczynniki określane z wyników badań turbulencji atmosfery, stałe dla założonej charakterystyki samolotu.

Przyjęto postać widma obciążeń H w formie zaproponowanej przez Lundberga (3):

Wtedy:

$$\Delta F_i = H_0 h \int_{\sigma_{az}}^{\infty} e^{-h\sigma_a} \frac{1}{\Delta N_i} d\sigma_a \quad (6)$$

Mając znane zależności $\Delta N_i = f(\sigma_a)$ (z wyników badań przy stałej amplitudzie naprężeń) z zależności (6) można określić wartości ΔF_i dla kolejnych przyrostów długości pęknięcia.

Do określenia wartości ΔE_i założono liniowy przebieg prędkości propagacji w przedziale naprężeń (σ_{aki} , σ_{az}), od wartości $\frac{dl}{dN} = K$ dla σ_{az} do $\frac{dl}{dN} = 0$ dla σ_{aki} , oraz stałe wartości σ_{aki} w poszczególnych przedziałach Δl_i . Dla tych założeń:

$$\frac{dl}{dN} = \frac{K}{\sigma_{az} - \sigma_{aki}} (\sigma_a - \sigma_{aki})$$

a wartości:

$$\Delta N_i = \Delta l_i \left(\frac{1}{\frac{dl}{dN}} \right) \Delta l_i$$

wynoszą:

$$\Delta N_i = \Delta l_i \frac{\sigma_{az} - \sigma_{aki}}{K_i} (\sigma_a - \sigma_{aki})^{-1} \quad (7)$$

Podstawiając zależności (5) i (7) do zależności (2) napisanej w postaci:

$$\Delta E_i = - \int_{\sigma_{aki}}^{\sigma_{az}} \frac{dH}{d\sigma_a} \frac{1}{\Delta N_i} d\sigma_a$$

otrzymuje się:

$$\Delta E_i = \frac{H_0}{\Delta l_i} \frac{K_i}{\sigma_{az} - \sigma_{aki}} \left[\frac{1}{h} (e^{-h\sigma_{aki}} - e^{-h\sigma_{az}}) + (\sigma_{az} - \sigma_{aki}) e^{-h\sigma_{az}} \right] \quad (8)$$

Stąd można określić wartości ΔE_i dla kolejnych przyrostów długości pęknięcia.

Odpowiednie wartości długości przelotów potrzebnych do wywołania kolejnych przyrostów długości pęknięcia wynoszą:

$$\Delta L_i = \frac{B}{\Delta D_i} = \frac{B}{\Delta F_i + \Delta E_i} \quad (9)$$

zgodnie z zależnością (1).

Aby znaleźć zależność trwałości zmęczeniowej od długości pęknięcia, należy wykonać sumowanie kolejnych wartości ΔL_i :

$$L_{i=k} = \sum_{i=1}^{i=k} \Delta L_i = \sum_{i=1}^{i=k} \frac{B}{\Delta F_i + \Delta E_i} \quad (10)$$

Otrzymuje się w ten sposób punkty wykresu $L = f(l)$ umieszczone na górnych granicach przedziałów Δl_i .

Zakładając w zależnościach (9) i (10) wartości $\Delta E_i = 0$, otrzymuje się:

$$\Delta L_i = \frac{B}{\Delta F_i} \quad (9a)$$

i

$$L_{i=k} = \sum_{i=1}^{i=k} \frac{B}{\Delta F_i} \quad (10a)$$

Stosunek $\frac{L'}{L}$ pozwala ocenić błąd, jaki popełnia się przy

zastosowaniu metody klasycznej analizy trwałości zmęczeniowej do obliczeń trwałości konstrukcji z istniejącym pęknięciem zmęczeniowym. Dodając do wartości L' i L wartości trwałości konstrukcji do powstania pęknięcia (odpowiadające krzywej N_1 na rys. 3) można ocenić błąd w obliczeniu całkowitej trwałości popełniany przez odrzucenie części zużycia zmęczeniowego pochodzącego od przedziału naprężeń.

Przykład obliczeniowy

Podaną w poprzednim rozdziale metodą przeprowadzono obliczenia krzywych propagacji dla obciążeń w locie dwóch rodzajów konstrukcji: próbki bez zgniotu i próbki ze zgniotem. Tablice 1 i 2 podają wartości potrzebne do przeprowadzenia obliczeń. Wartości ΔN_i podane w tablicach służyły również do obliczenia wartości prędkości propagacji w funkcji długości pęknięcia, podanych na rys. 2. Wartości ΔN_i nie zostały opisane analitycznie w zależności od amplitudy naprężeń, co spowodowało, że zależność (6) była całkowana graficznie. Tablice podają przyjęte do obliczeń wartości naprężeń σ_{aki} . Wartości te zostały przyjęte na podstawie badań przeprowadzonych przez N. E. Frosta [10] uzupełnionych wynikami badań własnych [6]. Wartości K przy $\sigma_a = \sigma_{az}$ oraz wartość $\sigma_{az} = 2$ kG/mm² dla obu rodzajów próbek otrzymano z badań własnych.

Dla widma obciążeń przyjęto do zależności (6) i (8) wartości h i H_0 według danych [3] dla samolotów transportowych eksploatowanych w przedziale wysokości 0÷3000 m. Przyjęto, że podmuch ± 11 m/s wywołuje w rozpatrywanym fragmencie konstrukcji amplitudę naprężeń 8 kG/mm² (odpowiada to obciążeniu powierzchni nośnej 250 kG, prędkości lotu 400 km/h na wysokości 2000 m i przyrostowi współczynnika siły nośnej na radian 4,5). Dla tych założeń $h = 1,87$ mm²/kG

Tablica 1. Dane do obliczeń trwałości zmęczeniowej dla próbek bez zgniotu. Naprężenia średnie
 $\sigma_{sr} = 10 \text{ kG/mm}^2$

σ [$\frac{\text{kG}}{\text{mm}^2}$]	N_1 [cykli]	ΔN_i [cykli] dla $\Delta l_i = 1 \text{ mm}$								
		$\Delta l = 1 \div 2$	2 ÷ 3	3 ÷ 4	4 ÷ 5	5 ÷ 6	6 ÷ 7	7 ÷ 8	8 ÷ 9	9 ÷ 10 mm
8	11	2,5	2,0	1,6	1,2	1,0	0,8	0,6	0,5	0,4
7	20	3,3	2,7	2,2	1,8	1,4	1,2	1,0	0,8	0,6
6	37	4,8	3,9	3,2	2,6	2,1	1,8	1,5	1,2	1,1
5	62	7,7	5,8	4,7	4,0	3,3	2,8	2,4	2,0	1,7
4	103	14,5	10,2	7,8	6,5	5,5	4,7	4,0	3,5	3,0
3	260	32,0	21,0	16,5	13,1	11,0	9,3	7,9	6,7	5,5
2,8	342	39,0	25,2	20,3	16,0	13,5	11,6	10,0	8,5	7,0
2,5	590	55,0	40,0	30,7	23,8	18,5	15,7	13,0	11,0	9,5
2,3	870	78,5	58,0	42,5	30,8	22,5	18,5	15,3	12,7	11,0
2,15	1400	108,5	80,0	56,0	36,7	25,8	20,5	17,0	14,0	12,3
2	3850	188,0	116,0	72,0	43,0	29,5	22,5	18,5	15,0	13,5
δ_{aki}	[$\frac{\text{kG}}{\text{mm}^2}$]	1,78	1,64	1,53	1,45	1,38	1,36	1,28	1,24	1,20
$K_i \times 100$	[$\frac{\text{mm}}{\text{cykl}}$]	0,532	0,862	1,389	2,326	3,390	4,444	5,405	6,666	7,407

Tablica 2. Dane do obliczeń trwałości zmęczeniowej dla próbek ze zgniotem. Naprężenia średnie
 $\sigma_{sr} = 10 \text{ kG/mm}^2$

σ_a [$\frac{\text{kG}}{\text{mm}^2}$]	N_1 [cykli]	ΔN_i [cykli] dla $\Delta l_i = 1 \text{ mm}$								
		$\Delta l = 1 \div 2$	2 ÷ 3	3 ÷ 4	4 ÷ 5	5 ÷ 6	6 ÷ 7	7 ÷ 8	8 ÷ 9	9 ÷ 10 mm
8	16	7	7	8	8	8	8	8	7	5
7	23	11	11	14	20	36	43	46	36	20
6	34	15	15	20	33	64	78	85	66	37
5	58	18	18	26	45	93	132	140	112	56
4	112	24	24	31	56	165	240	248	172	78
3	265	50	50	68	164	550	620	420	240	122
2,8	326	61	61	79	193	687	755	470	255	139
2,5	465	85	85	112	230	960	1 170	570	340	200
2,3	655	111	111	148	275	1 260	1 755	620	435	265
2,15	900	140	140	190	328	1 670	2 550	900	530	340
2	1 495	185	185	230	400	10 000	10 000	1200	660	440
δ_{aki}	[$\frac{\text{kG}}{\text{mm}^2}$]	1,78	1,64	1,53	1,45	2,00	2,00	1,28	1,24	1,20
$K_i \times 100$	[$\frac{\text{mm}}{\text{cykl}}$]	0,541	0,541	0,435	0,250	~0	~0	0,083	0,152	0,227

if $H_0 = 3,16 \times 10^6$ przy $B = 1,6 \times 10^6 \text{ km}$. Dla porównywalnych konstrukcji naprężenia odpowiadające obciążeniom w locie ustalonym (naprężenie średnie) wynoszą 10 kG/mm^2 .

Wyniki obliczeń podaje tablica 3. Z tablicy widać (rubryki 3 i 6), że zużycie zmęczeniowe spowodowane przedziałem naprężeń (σ_{ak} , σ_{az}) zmniejsza trwałość zmęczeniową obu analizowanych konstrukcji o około 25% jej wartości. Wpływ ten dla całkowitego okresu pracy konstrukcji od początku obciążenia do zniszczenia powo-

duje spadek trwałości o około 8% trwałości całkowitej dla konstrukcji bez zgniotu i około 15% dla konstrukcji ze zgniotem. Tak więc analizując trwałości zmęczeniowe przy obciążeniach eksploatacyjnych samolotu dla etapu pracy konstrukcji z istniejącym pęknięciem należy uwzględnić spadek trwałości spowodowany przedziałem naprężeń (σ_{ak} , σ_{az}). To samo dotyczy analizy trwałości całkowitej dla konstrukcji z małą prędkością propagacji (na przykład analizowana konstrukcja ze zgniotem).

W wyniku obliczeń otrzymano podane na rys. 4 wykresy trwałości zmęczeniowej konstrukcji z istniejącym pęknięciem w funkcji długości pęknięcia. Wykresy mają skalę trwałości w kilometrach przelotu oraz w godzinach lotu w warunkach odpowiadających założonemu do obliczeń widmu obciążeń. Na rysunku 4 widać wyraźnie większe wartości trwałości dla konstrukcji ze zgniotem. Aby ująć liczbowo korzystny efekt zgniotu, wykonano wykresy podane na rys. 5. Pokazują one iloraznie większą trwałość reprezentuje konstrukcja ze zgniotem w stosunku do konstrukcji bez zgniotu (iloraz $\frac{L_z}{L_0}$ w funkcji długości pęknięcia, przy takich samych l_0

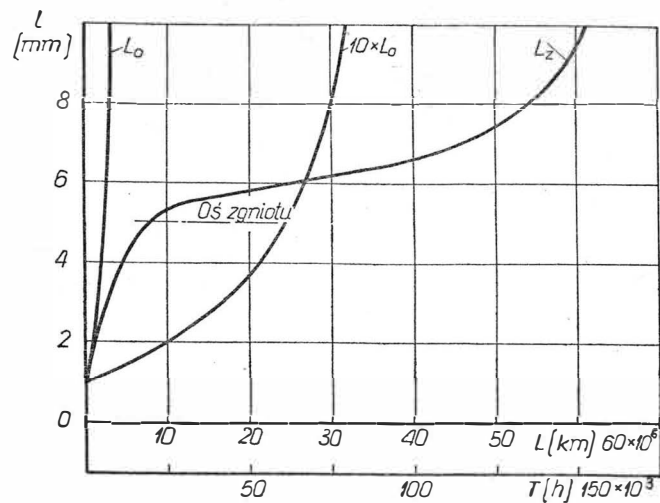
dla obu porównywanych konstrukcji wartościach l_0 (długość pęknięcia nie wykryta w kolejnym przeglądzie na początku rozpatrywanego okresu eksploatacji). Oczywiście, całkowite trwałości do osiągnięcia długości pęknięcia l_0 są różne (z wyjątkiem $l_0 = 2,4$ mm) dla obu porównywanych konstrukcji. Nie jest bowiem istotna dla przeprowadzanego porównania średnia trwałość zmęczeniowa do powstania pęknięcia i osiągnięcia przez nie określonej długości l_0 . Średnie trwałości od początku eksploatacji są dla obu konstrukcji takie same tylko dla $l_0 = 2,4$ mm. Dla $l_0 > 2,4$ mm większe trwałości do osiągnięcia l_0 ma konstrukcja ze zgniotem, dla $l_0 < 2,4$ mm — konstrukcja bez zgniotu.

Z wykresów na rys. 5 widać szczególnie duży korzystny wpływ zgniotu dla konstrukcji, w której trudno wykryć pęknięcie o małej długości. Odczytane z tych wykresów dla $l_0 = 6$ mm przedłużenie trwałości dla konstrukcji ze zgniotem w stosunku do konstrukcji bez zgniotu wynosi 123 przy propagacji pęknięcia o 1 mm. Trwałość odpowiadająca przyrostowi długości pęknięcia o 1 mm od $l_0 = 6$ mm dla konstrukcji bez zgniotu wynosi $0,177 \times 10^6$ km (według wykresu $L_0 = f(l)$ na rys. 4), co odpowiada czasowi eksploatacji 444 godziny przy ($v = 400$ km/h). Wobec tego dla konstrukcji ze zgniotem trwałość ta będzie: $444 \times 123 = 54\,500$ h. Jak widać z powyższego przykładu, gdy ograniczeniem minimalnej wytrzymałości statycznej będzie długość pęknięcia $l \leq 7$ mm, pojawienie się pęknięcia o długości 6 mm dopuszcza jeszcze dla konstrukcji ze zgniotem bardzo długi czas

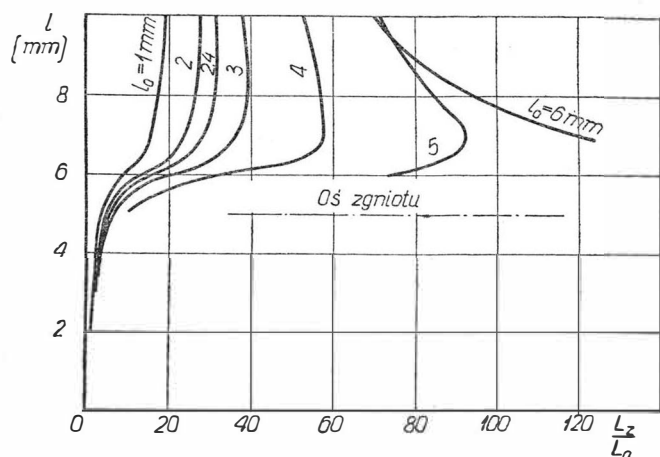
Tablica 3. Wyniki obliczeń $L = f(l)$

$L_{10} = 9,54 \times 10^6$ km — trwałość etapu N_1 dla próbek bez zgniotu
 $L_{12} = 8,82 \times 10^6$ km — trwałość etapu N_1 dla próbek ze zgniotem

	1	2	3	4	5	6
	$L'_0 \times 10^{-6}$	$L_0 \times 10^{-6}$	$\frac{L_0 - L'_0}{L_0} \times 100$	$L_z \times 10^{-6}$	$L_z \times 10^{-6}$	$\frac{L_z - L'_z}{L_z} \times 100$
mm	km	km	%	km	km	%
2	1,071	1,009	6,1	1,627	1,487	9,4
3	1,815	1,669	8,7	3,255	2,872	13,3
4	2,379	2,132	11,6	5,416	4,585	18,1
5	2,805	2,449	14,6	9,743	7,728	26,1
6	3,144	2,679	17,4	26,289	24,273	8,3
7	3,426	2,856	20,0	48,186	46,171	4,4
8	3,661	2,997	22,1	60,137	54,032	11,3
9	3,857	3,109	24,0	67,569	58,554	15,4
10	4,025	3,204	25,6	71,697	61,166	17,2



4. Trwałości zmęczeniowe etapu propagacji w funkcji długości pęknięcia:
 L_0 — dla konstrukcji bez zgniotu, L_z — dla konstrukcji ze zgniotem



5. Zależności $\frac{L_z}{L_0} = f(l)$ dla $l_0 = \text{const}$

eksploatacji bez obaw, że pęknięcie osiągnie długość krytyczną.

Przeprowadzone próby i analiza udowadniają możliwość znacznego zmniejszenia prędkości propagacji za pomocą odpowiednio dobranego zgniotu. Otrzymane wyniki zapewniają wykrycie pęknięcia o długości mniejszej od 7 mm przy czasach pracy między przeglądami znacznie wydłużonych w stosunku do obecnie stosowanych. Przy zachowaniu obecnych czasów pracy między przeglądami (rzędu 3000 h lotu) nie wykryte w kolejnym przeglądzie pęknięcie nie dozna w czasie eksploatacji do następnego przeglądu istotnego przyrostu długości, a co za tym idzie nie wystąpi istotne statyczne osłabienie konstrukcji. Tak więc dla konstrukcji ze zgniotem dostrzeżenie pęknięcia zmęczeniowego nie musi się wiązać z natychmiastową wymianą uszkodzonej części. Rozszerza to znacznie możliwości metody dozorowanej trwałości zmęczeniowej i pozwala śledzić w czasie eksploatacji postępujący proces zużycia zmęczeniowego konstrukcji za pomocą pomiarów długości pęknięcia podczas kolejnych przeglądów. Oczywiście otrzymane wyniki wymagają jeszcze weryfikacji doświadczalnej na większych fragmentach konstrukcji i przy obciążeniach o zmiennej amplitudzie.

Dokończenie na str. 20

KILKA INFORMACJI NA TEMAT PRÓB SILNIKÓW GENERAL ELECTRIC TF39

Silnik General Electric TF39, napędzający największy z obecnie istniejących samolotów — wojskowy samolot transportowy Lockheed C-5A „Galaxy”, zapoczątkował rozwój nowej klasy silników, a mianowicie dużych silników dwuprzepływowych o dużych stosunkach wydatków do napędu autobusów powietrznych. Są to opisywane już w TLiA silniki General Electric CF6, Pratt and Whitney JT9D i Rolls-Royce RB211.

Silnik TF39 jest równocześnie pierwszym silnikiem wojskowym, który ma spełniać ostre wymagania cywilne dotyczące niezawodności, trwałości i warunków obsługi silnika.

Pierwszy lot samolotu Lockheed C-5A z czterema silnikami TF39 wytwarzającymi łącznie prawie 75 000 kG ciągu odbył się 30 czerwca 1968 r., tj. po 32 miesiącach od chwili podpisania przez firmę General Electric umowy na budowę silników do samolotu C-5A.

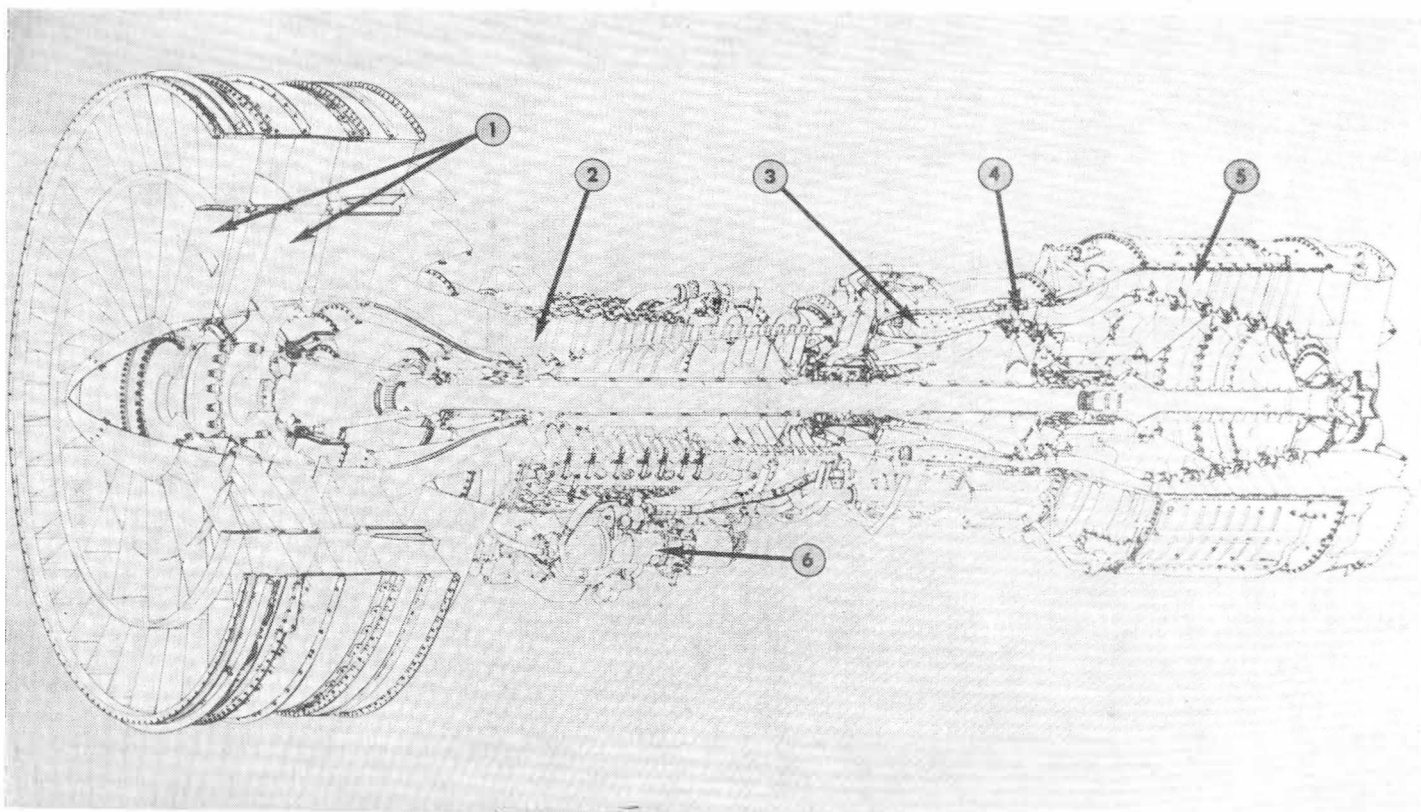
W czasie lotów prototypów samolotu C-5A „Galaxy” nie wystąpiły żadne nieprawidłowości w pracy silników, nawet podczas prób przeciągnięcia, gdy samoloty latały na kątach natarcia przekraczających 30°. Pewne zasko-

czenie wywołuje niski poziom hałasu wytwarzanego przez silniki. Dzięki dużemu stosunkowi wydatków strumień wylotowy kanału wewnętrznego wywołuje znacznie mniejszy hałas niż strumień wylotowy silników jednoprzepływowych lub silników dwuprzepływowych o małych stosunkach wydatków. Równocześnie wentylator dzięki swemu nietypowemu układowi, wytwarza dźwięk dosyć harmonijny, zamiast nieprzyjemnego, wysokiego dźwięku właściwego większości wentylatorów i sprężarek.

Pierwsze cztery silniki seryjne zostały przyjęte przez USAF w październiku 1968 r.; obecnie miesięczna produkcja wynosi 12 silników, a w przyszłości ma być zwiększona do 17. Do szybkiego wprowadzenia silnika TF39 do produkcji seryjnej w dużym stopniu przyczynił się dobrze opracowany i sprawnie realizowany program prób silnika i jego zespołów.

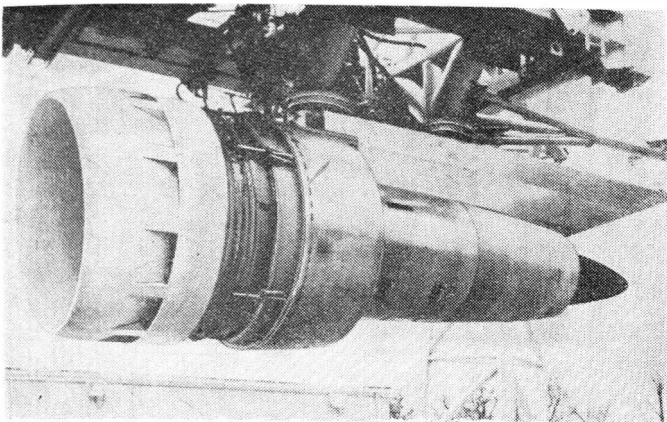
Krótki opis silnika

Przed przystąpieniem do omówienia niektórych charakterystycznych elementów programu prób silnika TF39



1. Silnik General Electric TF39 w przekroju:

1 — 1 1/2-stopniowy wentylator, 2 — 16-stopniowa sprężarka z regulowanymi łopatkami kierownic 7 stopni, 3 — pierścieniowa komora spalania, 4 — 2-stopniowa turbina wysokiego ciśnienia, 5 — 6-stopniowa turbina niskiego ciśnienia, 6 — skrzynka napędów



2. Silnik TF39 zabudowany w gondoli z odsuniętą osłoną odwracacza ciągu (silnik jest zawieszony obrotowo w tunelu aerodynamicznym w Peebles)

i jego zespołów warto przypomnieć budowę silnika i jego podstawowe dane.

Dwuprzepływowy silnik General Electric TF39 ma układ dwuwałowy z $1\frac{1}{2}$ -stopniowym wentylatorem, 16-stopniową sprężarką, pierścieniową komorą spalania, 2-stopniową turbiną wysokiego ciśnienia i 6-stopniową turbiną niskiego ciśnienia. Sprężarkę wyposażono, w celu zabezpieczenia jej przed niestateczną pracą w zakresie mniejszych prędkości obrotowych, w układ regulacji kąta ustawienia łopatek kierownic 7 stopni. W turbinie wysokiego ciśnienia musiano zastosować ze względu na wysoką temperaturę gazów chłodzenie powietrzem łopatek kierowniczych i wirnikowych. Zespół niskiego ciśnienia (wentylator-turbina niskiego ciśnienia) jest podparty na czterech, a zespół wysokiego ciśnienia (sprężarka-turbina wysokiego ciśnienia) na trzech łożyskach.

Pewnych wyjaśnień wymaga układ wentylatora. Określa się go jako $1\frac{1}{2}$ -stopniowy, ponieważ łopatki wirnikowe pierwszego stopnia, bez kierownicy wlotowej, są ucięte na takiej długości, że przepływa przez nie ok. 50% całkowitego wydatku powietrza. W miejsce uciętych łopatek wirnikowych wstawiono łopatki stanowiące kierownicę wlotową dla końcowych części łopatek wirnikowych drugiego stopnia wentylatora. Łopatki wirnikowe drugiego stopnia mają na długości odpowiadającej długości łopatek wirnikowych pierwszego stopnia półki, które łącząc się ze sobą tworzą pierścień oddzielający przepływ zza pierwszego stopnia od przepływu zza kierownicy wlotowej. Taki układ wentylatora jest związany z dużym stosunkiem średnicy zewnętrznej do wewnętrznej w przekroju wlotowym (wynikającym z dużego stosunku wydatków), który wobec braku kierownicy wlotowej powodował duże względne liczby Macha na końcowych częściach łopatek pierwszego stopnia. Silnik zabudowany w gondoli wyposażony jest w odwracacz ciągu — jest on zamontowany na wylocie kanału zewnętrznego — oraz w dyszę wylotową kanału wewnętrznego typu stożkowego, tj. o rozprężaniu zewnętrznym.

Silnik w przekroju przedstawia rys. 1, silnik zabudowany w gondoli — rys. 2.

Dane silnika: spręż wentylatora 1,55 : 1; spręż sprężarki 16,8 : 1; spręż ogólny 26 : 1; wydatek powietrza przez wentylator 625 kG/s; wydatek powietrza przez sprężarkę 78 kG/s; stosunek wydatków 8 : 1; temperatura przed

turbiną 1260 °C; maksymalna średnica 2540 mm; długość od kołnierza wlotowego do kołnierza turbin 4785 mm; długość od kołpaka wlotowego do końca stożka dyszy wylotowej 8230 mm; ciężar 3187 kG; ciąg startowy 18 640 kG przy jednostkowym zużyciu paliwa ok. 0,35 kG/kGh (jednostkowe zużycie paliwa w warunkach lotu ok. 0,60 kG/kGh).

Obecnie trwałość międzynaoprawcza silnika wynosi 1000 h; po 2 000 000 h lotu ma być ona zwiększona do 5000 h. Przewiduje się, że dzięki doskonaleniu zespołów silnika i podwyższeniu temperatury przed turbiną ciąg silnika zostanie w przyszłości zwiększony do 20 400—22 600 kG.

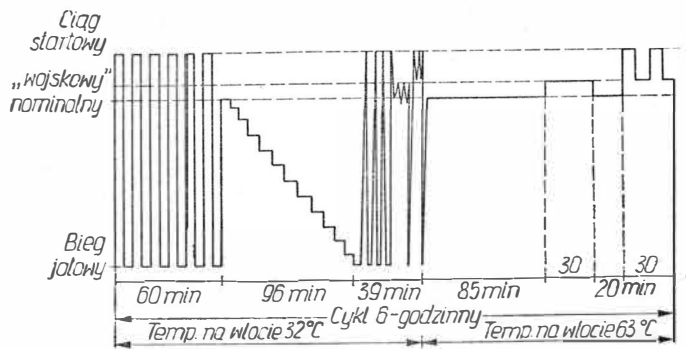
Próby silnika i jego zespołów

Jak już wspomniano, w stosunku do silnika TF39 postawiono takie same wymagania, co do niezawodności, trwałości i warunków obsługi, jakie stawia się silnikom cywilnym. Musiało to oczywiście znaleźć swe odbicie w programie prób silnika i jego zespołów. Program można uznać za jeden z najbardziej rozległych programów prób silnikowych, jakie kiedykolwiek były realizowane przez wytwórnie silników lotniczych.

Przed uruchomieniem produkcji seryjnej silniki TF39 przepracowały na stoiskach i na latającej hamowni (Boeing B-52) 10 000 h, w tym prawie 4000 h przy temperaturach przed turbiną odpowiadających warunkom przekraczającym przelotowe. Próby przeprowadzono na 52 kompletnych silnikach i na 3 oddzielnych wytwornicach. Próby zespołów i podzespołów pochłonęły 150 000 h.

Na szczególną uwagę zasługuje 150-godzinna próba trwałości silnika, która została przeprowadzona w październiku 1968 r. w ramach prób FQT (Formal Qualification Test). Próba ta ma na celu określenie ograniczeń trwałości i osiągnięć silnika. Porównanie jej z typowymi warunkami pracy silników na samolocie C-5A w czasie 1000 h eksploatacji wykazuje ostrość próby. Mówi się, że 150-godzinna próba trwałościowa jest równoważna 15 000 h pracy silnika w warunkach eksploatacyjnych i dlatego można uważać ją za próbę „przyspieszoną”.

Próba trwałościowa składa się z 25 6-godzinnych cykli. W czasie pierwszej połowy cyklu powietrze na wlocie do silnika jest podgrzewane do temperatury 32 °C, a w czasie drugiej połowy do 62 °C. Równocześnie podwyższa się do 150 °C temperaturę oleju doprowadzanego do silnika, a do 60 °C temperaturę paliwa. Podgrzewanie powietrza ma prawdopodobnie na celu podwyższenie temperatury przed turbiną oraz stworzenie bardziej niekorzystnych warunków pracy dla sprężarki przez zmniejszenie jej sprowadzonej prędkości obrotowej. Natomiast podgrzany olej powoduje cięższe warunki pracy olejnych części silnika, a podgrzane paliwo — elementów układu zasilania i sterowania. Każdy cykl obejmuje 60-minutowy odcinek pracy silnika na przemian w warunkach startowych i na biegu jałowym, 96-minutowy odcinek „schodkowego” zmniejszania ciągu od warunków nominalnych do biegu jałowego, 39-minutowy odcinek przyspieszeń, 105-minutowy odcinek pracy w warunkach nominalnych, 30-minutowy odcinek pracy w warunkach „wojskowych” i 30-minutowy odcinek pracy w warunkach startowych i „wojskowych”. Przyspieszanie silnika od biegu jałowego do ciągu startowego odbywa się przez przesuwanie dźwigni przepu-



3. Wykres pojedynczego cyklu 150-godzinnej próby trwałości silnika

stnicy w czasie 1 s lub nawet krótszym. Przebieg jednego cyklu próby trwałościowej przedstawiono wykreślić na rys. 3.

Próba trwałościowa w ramach FQT była tylko jedną z 60 prób, jakie przeprowadzono do wykazania niezawodności i trwałości silnika.

Ważny element w programie prób silnika stanowi też cykliczna próba wytwornicy, określana skrótowo symbolem CECT (Core Engine Cyclic Test), w czasie której wytwornica silnika pracuje jako zwykły odrzutowy silnik jednoprzepływowy. W czasie każdego 20-minutowego cyklu wytwornica poddawana jest wszystkim mechanicznym i cieplnym obciążeniom, w warunkach przejściowych i ustalonych, jakie występować będą w czasie wykonywania przez samolot C-5A typowego zadania. Próby CECT przeprowadzano na trzech wytwornicach. Przed rozpoczęciem dostaw silników seryjnych wytwornice te przeszły 1500 cykli, bez napraw lub wymiany części turbinowych. Próba obejmuje również sprawdzenie metod ręcznych napraw. Cykl próby CECT w postaci wykresu przedstawia rys. 4.

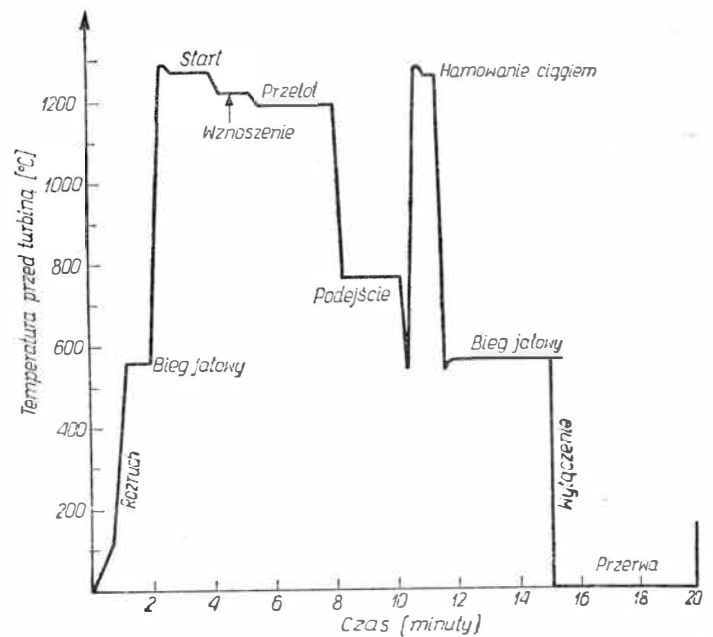
W celu zbadania wpływu skośnego napływu powietrza na pracę wentylatora i sprężarki przeprowadzono próby w specjalnym tunelu aerodynamicznym w Peebles (Ohio), którego 13 wentylatorów wytwarza strumień powietrza o prędkości do 214 km/h. Silnik jest zawieszony obrotowo względem osi pionowej (patrz rys. 2), co umożliwia zmianę położenia silnika w stosunku do kierunku strumienia w zakresie 360°. Próby przeprowadzono także z włączonym odwracaczem ciągu.

W tym samym tunelu odtworzono również warunki panujące w czasie huraganu z ulewnym deszczem wykazując, że warunki te nie wywierają szkodliwego wpływu na pracę silnika.

W specjalnej komorze klimatycznej w Eglin Air Force Base poddano silniki próbom w różnych temperaturach otoczenia, badając m.in. właściwości rozruchu silnika w zakresie temperatur od -54°C do $+57^{\circ}\text{C}$, przy czym stosowano paliwo JP-4 i JP-5.

Dla wykazania możliwości cieplnego przeciążenia „gorących” zespołów silnika wykonywano 5-minutowe próby przy temperaturze przed turbiną o 110°C wyższą od dopuszczalnej.

Na latającej hamowni próbowano m.in. zabezpieczenie silnika przed oblodzeniem. W tym celu służący jako latająca hamownia samolot B-52 z zabudowanym na ogonowej części kadłuba silnikiem TF39 leciał w strumie-



4. Wykres pojedynczego cyklu cyklicznej próby wytwornicy

niu wody rozpylanej przez zbiornikowiec Boeing KC-135 w ilości ok. 270 l/min.

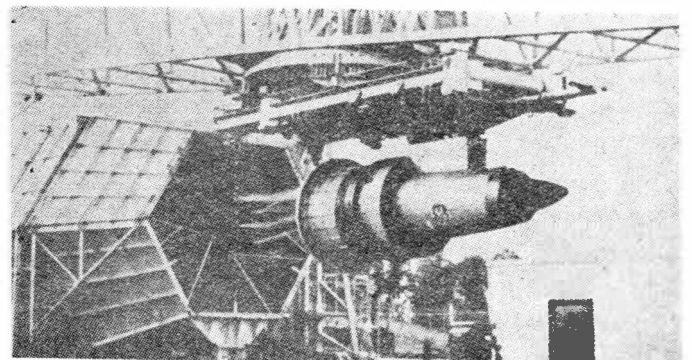
Z pozostałych prób wymienić jeszcze należy

— próbę na erozję, przede wszystkim łopatek wentylatora i sprężarki, która polegała na sypaniu do wlotu silnika piasku w ilości 1,36 kg/s w czasie 45 s przy ciągu startowym i 0,38 kg/s w czasie 160 s w warunkach biegu jałowego. Zabiegi te nie spowodowały spadku ciągu silnika;

— próbę na korozję tytanowych elementów wentylatora i sprężarki, w czasie której 21 razy w odstępach 7-dniowych wtryskiwano sól do wlotu wentylatora, przy czym silnik pracował w tym okresie 500 h. Próba ta wykazała całkowitą odporność elementów tytanowych na korozję.

W programie prób dużo uwagi poświęcono zagadnieniu hałasu wytwarzanego przez silnik, przeprowadzając jego pomiary na specjalnym stoisku w Peebles, na samolocie C-5A i na samolocie B-52, oraz zagadnieniu zawartości dymu w gazach wylotowych, co przyczyniło się również do znacznego obniżenia poziomu hałasu i zmniejszenia zawartości dymu w gazach wylotowych silnika do autobusów powietrznych — CF6.

5. Silnik TF39 w tunelu aerodynamicznym w Peebles w czasie otwierania warunków huraganu połączonego z ulewnym deszczem



Jeżeli chodzi o próby zespołów silnika TF39, to należy wymienić następujące:

- próbę nadobrotów wentylatora przy poziomie naprężeń wynoszącym 200% naprężeń obliczeniowych, tj. przy prędkości obrotowej 1,41-krotnie większej od maksymalnej. Praca wentylatora w ciągu 1 h z tą prędkością obrotową nie spowodowała żadnych uszkodzeń;
- pomiary rozkładu naprężeń od drgań w końcowej części łopatek wirnikowych drugiego stopnia wentylatora osadzonych w wirującej tarczy. Pomiary te wykazały zgodność z wynikami pomiarów przy zerowej prędkości obrotowej;
- pomiary rozkładu naprężeń od drgań w łopatkach turbiny niskiego ciśnienia. Pozwoliły one stwierdzić, że nie występują postacie drgań, które mogłyby uszkodzić łopatkę;
- próby zmęczeniowe łopatek kierowniczych sprężarki i łopatek wirnikowych turbiny wysokiego ciśnienia przy temperaturach pracy;
- próbę wytrzymałości korpusów sprężarki na przebicie przez łopatkę urywającą się przy prędkościach obrotowych znacznie przekraczających maksymalne trwałe (oczywiście, łopatkę sprężarkową były do tej próby specjalnie podpiłowane);
- próbę wytrzymałości osłony turbiny niskiego ciśnienia na przebicie przez łopatkę urywającą się przy prędkości obrotowej wynoszącej 105% maksymalnej;
- trzy 150-godzinne próby trwałości skrzynki napędów. Poza tym skrzynka napędów obciążona przez agregaty samolotu C-5A pracowała na silniku w czasie prób FQT przez 1000 h.

Zarówno próby silnika, jak i jego zespołów były koordynowane, a ich wyniki opracowywane przez centralny ośrodek obliczeniowy wyposażony w elektroniczne maszyny cyfrowe o dużej szybkości działań.

Na zakończenie warto jeszcze dodać, że do montażu silników TF39 firma General Electric zbudowała nowy zakład wyposażony w dwie całkowicie zautomatyzowane hamownie produkcyjne. Do produkcji silników wykorzystuje się sterowane cyfrowo obrabiarki, nowe metody technologiczne, jak np. obróbkę elektrolityczną i elektrolityczne wiercenie otworów, oraz najnowsze materiały. Seria wyprodukowanych silników ma być dosyć duża, ponieważ już obecnie zamówionych jest przez Military Airlift Command 200 samolotów Lockheed C-5A. Do końca 1968 r. zbudowano 86 silników, do końca 1969 r. liczba wyprodukowanych silników miała wzrosnąć do 250. Przewiduje się, że silniki TF39 będą eksploatowane przez MAC w ciągu 20 lat.

Dokończenie ze str. 10.

Statki LM w swej obecnej postaci będą stosowane tylko przez pewien okres czasu, potem zostaną zastąpione przez statki większe i jeszcze bardziej skomplikowane, mogące zabierać większy ładunek i przystosowane do dłuższego pozostawiania na Księżycu. W opracowaniu znajdują się również statki bezzałogowe przeznaczone do transportu z Ziemi na Księżyc pojazdów kołowych, które zwiększą zasięg poruszania się astronautów po powierzchni Księżyca.

Literatura

1. *Der Mondlander*, Flug Revue 1969 nr 8.
2. *Projekt Apollo 11*, Press KIT 1969.
3. Didier Laurent: *Le module lunaire du spatonef Apollo*, L'aeronautique et l'astronautique 1969 nr 11.

Mgr inż. MIECZYŚLAW SIKORSKI

Mgr inż. HENRYK TOMASZEK

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych

Artykuł został opracowany na podstawie referatów wygłoszonych na II Sympozjum Eksploatacji Urządzeń Technicznych w Poznaniu w 1969 r. i na 25 spotkaniu Zespołu Teorii Eksploatacji WAT w 1968 r.

W artykule podano ogólną charakterystykę rozważonej klasy obiektów technicznych, a następnie posługując się fizycznym modelem istnienia obiektów technicznych zbudowano funkcje umożliwiające badanie w sposób ogólny trwałości tych obiektów. Omówiono czynniki umożliwiające wyznaczenie okresów używalności obiektów technicznych i przedstawiono zagadnienie przedłużania okresów używalności w postaci funkcyjnej.

W II części artykułu będzie omówione przy użyciu modelu eksploatacyjnego, zagadnienie projektowania eksploatacji obiektów technicznych, określania częstotliwości przeglądów i napraw w funkcji czasu eksploatacji.

NIEKTÓRE ZAGADNIENIA TRWAŁOŚCI LOTNICZYCH OBIEKTÓW TECHNICZNYCH

Część I

Trwałością obiektu technicznego nazywa się jego zdolność do długotrwałej eksploatacji. Trwałość obiektu technicznego jest przeważnie określana za pomocą okresów używalności. Umiejętność wyznaczania okresów używalności obiektów technicznych w danym systemie eksploatacji zależą również od struktury i parametrów tego systemu.

Wyprodukowanie obiektów technicznych, które pracowałyby tak, aby ich niezawodność mieściła się w pewnym założonym przedziale czasu wymaga poprawnego zaprojektowania obiektów oraz opracowania odpowiedniej technologii wykonania. Nie zawsze jest to jednak możliwe ze względów technicznych lub ekonomicznych.

Czynnikiem zapobiegającym przedwczesnemu wycofaniu obiektu z systemu eksploatacji, z uwagi na jego zawodność, jest obsługa techniczna, którą w pewnym stopniu można traktować jako uzupełnienie procesu produkcyjnego.

W skład obsługi technicznej wchodzi m.in. następujące rodzaje obsługi:

- przegląd techniczny profilaktyczny
- naprawa doraźna
- naprawa średnia
- naprawa główna.

Opracowanie procesu obsługi dla każdego typu obiektu powinno zawierać:

- ustalenie założeń eksploatacyjnych
- ustalenie rodzajów usług
- ustalenie procesu technologicznego wybranych rodzajów usług
- rozmieszczenie rodzajów usług w funkcji czasu

Należy zaznaczyć, że prawidłowe zaprojektowanie systemu obsługi dla danego typu obiektu technicznego jest problemem skomplikowanym.

Niżej zostaną poruszone niektóre zagadnienia związane z wyznaczaniem okresów używalności oraz projektowaniem obsługi technicznej obiektów.

Sformułowanie problemu

Ogólna charakterystyka rozważanej klasy obiektów technicznych

Przez pojęcie obiekt techniczny w przypadku ogólnym rozumie się element, system bądź jego część.

Takim obiektem może być lotniczy obiekt techniczny, jak np. samolot, śmigłowiec, rakieta i ich dowolne zespoły.

Ponadto przyjmuje się, że klasa obiektów technicznych będąca treścią niniejszego artykułu charakteryzuje się następującymi własnościami:

1. Obiekty techniczne mogą oczekiwać na pracę w:
 - magazynach, opakowane fabrycznie w stanie nie przygotowanym do użycia
 - magazynach, w stanie przygotowanym do użycia
 - stanie przygotowanym do użycia z okresowym użytkowaniem.
2. Podstawowe zespoły są rozbieralne i mogą być naprawiane.
3. Od obiektów technicznych oczekujących na pracę wymaga się, aby miały odpowiedni poziom niezawodności, należący do przedziału $\langle p^*, 1 \rangle$ gdzie p^* oznacza dolną ustaloną wartość prawdopodobieństwa niezawodnej pracy.
4. Czynniki wpływającymi na utrzymanie obiektów w stanie sprawnym są:
 - przegląd profilaktyczny
 - naprawa profilaktyczna
 - naprawa średnia lub główna

Podczas przeglądu profilaktycznego niektóre uszkodzenia obiektu mogą być nie wykryte i w związku z tym nie usunięte, natomiast w przypadku naprawy profilaktycznej przyjmuje się, że wszystkie uszkodzenia są wykrywane i usuwane. Naprawa średnia lub główna wykazuje własności naprawy profilaktycznej, a ponadto podczas niej następuje regeneracja zbioru obiektów technicznych do stanu bliskiego fabrycznemu.

5. Czasy wykonania zarówno przeglądu profilaktycznego, jak i naprawy profilaktycznej są krótkie w porównaniu z okresami między przeglądowymi.

6. Minimalny czas pomiędzy kolejnymi przeglądami profilaktycznymi zapewniający prawidłowe wykorzystanie obiektów, wynosi T .

7. Rozważana klasa obiektów technicznych była eksploatowana w pewnym przedziale czasu określanym przez dostawcę i znane są ich uszkodzenia z tego okresu.

Fazy istnienia obiektów technicznych

Obiekt techniczny w czasie swego istnienia może przebywać w różnych fazach (stanach). W związku z tym eksploatację obiektu technicznego można pojmować również jako zbiór wszystkich faz jego istnienia. Schemat eksploatacji obiektów technicznych pokazano na rys. 1. W schemacie tym w przypadku potrzeby rozwiązania innych problemów można wyróżnić dodatkowe fazy, jak np. transport.

Okresy używalności obiektów technicznych

Wyprodukowane obiekty techniczne dostają się do użytkownika z odpowiednimi instrukcjami. Instrukcje

te podają w zasadzie sposób eksploatacji obiektów, a w tym również ich okresy gwarancyjne i okresy używalności.

Pojęcie okresu używalności obiektu danego typu jest: równoważne z określeniem, że dany zbiór obiektów technicznych w pewnym przedziale czasu jest zdolny w określonych warunkach wypełnić swe funkcje z pewnym prawdopodobieństwem.

Okresy używalności wyznaczane przez dostawcę nie zawsze odpowiadają w tym względzie rzeczywistym możliwościom obiektów.

W związku z powyższym wyłania się potrzeba opracowywania metod umożliwiających wyznaczanie i korygowanie tych okresów w czasie eksploatacji.

Niektóre problemy związane z wyznaczaniem okresów używalności obiektów technicznych

Model fizyczny istnienia obiektów technicznych

Zagadnienie wyznaczenia okresów używalności obiektów technicznych wiąże się bardzo ściśle z badaniem ich trwałości. Badanie trwałości obiektów jest w problematyce niezawodności eksploatacyjnej jednym z podstawowych zagadnień.

Procesy zachodzące w czasie eksploatacji obiektów technicznych można opisać w sposób następujący:

$$\{Q, X, Y, \psi, \lambda\} \quad (1)$$

gdzie:

- Q — zbiór stanów obiektu
- X — zbiór parametrów wejściowych
- Y — zbiór parametrów wyjściowych
- ψ — funkcja określona na iloczynie kartezjańskim

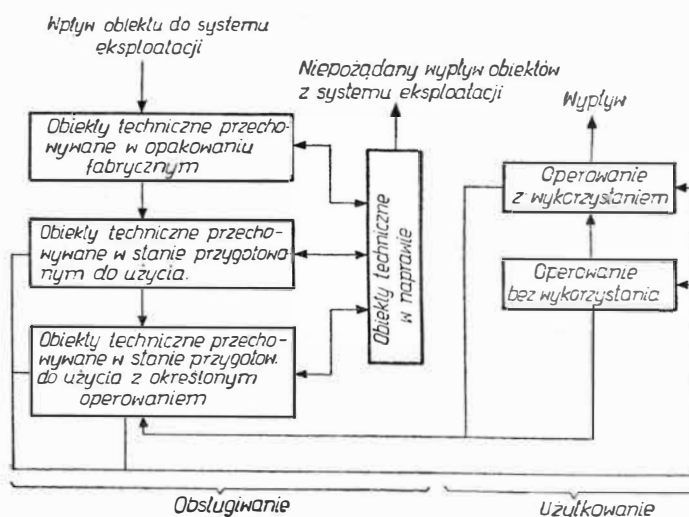
zbiorów $Q \cdot X$ ($\psi : Q \cdot X \rightarrow Q$)

λ — funkcja określona na iloczynie kartezjańskim zbiorów $Q \cdot X$ ($\lambda : Q \cdot X \rightarrow Y$)

Dla potrzeb badania zagadnień eksploatacji można wstępnie przyjąć dwuelementowy zbiór stanów obiektu technicznego, tzn. stan sprawny obiektu i stan niesprawny obiektu.

Zbiór X obejmuje wszystkie czynniki, które powstają w czasie projektowania, produkcji, użytkowania, profilaktyki itp. Zbiór X składa się więc ze wszystkich elementów, które mają wpływ na trwałość obiektu.

Zbiór Y jest zbiorem elementów, które mogą być kryteriami oceny obiektu i obejmuje zarówno te elemen-



ty, które są określone warunkami technicznymi, jak również inne. Za pomocą elementów tego zbioru można oceniać stan techniczny obiektu. Niektóre z elementów należących do zbioru Y mogą być również wykorzystywane do zapobiegania przed większym uszkodzeniem obiektów. Dla urządzeń mechanicznych takimi elementami mogą być np. drgania o określonej częstotliwości.

Oczywiście parametry te powinny być mierzone za pomocą odpowiednich czujników i przekazywane do układu alarmowego, ostrzegającego operatora o zbliżającym się niebezpieczeństwie, lub do urządzenia wyłączającego obiekt z pracy.

Trwałość obiektu technicznego jest funkcją określoną na zbiorze X . Wyliczenie wszystkich elementów i ustalenie ich wpływu na trwałość obiektu jest rzeczą trudną i obecnie nie bardzo możliwą. Skoro narazie nie można wyliczyć wszystkich elementów ze zbioru x oraz ustalić ich zależności i wpływu na trwałość obiektu, można postąpić inaczej. Można na przykład podzielić zbiór X na klasy (podzbiory).

Celowy wydaje się następujący podział zbioru X na podzbiory:

- czynniki, które powstają w czasie projektowania i produkcji
- czynniki, które są wywołane użytkowaniem (niszczenie)
- czynniki, które są wywołane profilaktyką (obsługiwanie).

Na podzbiorych tych można określić funkcje w sposób następujący:

$$r_i = \varphi_1^i \varphi_2^i \cdot \dots \cdot \varphi_n^i (\Omega) \quad (2)$$

gdzie:

r_i — funkcja zbudowana z czynników należących do jednego z wymienionych podzbiorów,

i — numer podzbiory; $i = 1, 2, 3$,

φ_j^i — j -ty element i -go podzbiory, gdzie $j = 1, 2, \dots, n$

n — liczność jednego podzbiory zawierającego największą liczbę elementów,

Ω — surowiec lub zbiór obiektów technicznych.

Przyjęty schemat umożliwia wprowadzenie następujących funkcji:

r_1 — funkcja fazy powstawania i produkcji obiektów technicznych,

r_2 — funkcja użytkowania (niszczenia),

r_3 — funkcja profilaktyki (obsługiwanie).

Produktem funkcji r_1 są obiekty techniczne o odpowiedniej charakterystyce niezawodności. Funkcja r_2 przekształca zbiór obiektów technicznych zdolnych w zbiór obiektów niezdatnych, a funkcja r_3 odwrotnie. Z powyższego widać, że funkcję ψ można zastąpić funkcjami r_1 i r_2 .

Ogólnie, trwałość, a tym samym czas istnienia obiektu technicznego zależy od funkcji r_1, r_2, r_3 . Funkcje te w ogólnym przypadku mogą się zmieniać z uwagi na różne sposoby produkcji, użycie różnych materiałów, specyfikę użytkowania i obsługę techniczną. Tak więc czas istnienia obiektu technicznego określa pewien funkcjonal. Oznaczając czas istnienia obiektu przez Λ , funkcjonal ten może określić następująco:

$$\Lambda = \Lambda(r_1, r_2, r_3) \quad (3)$$

Funkcja r_1, r_2, r_3 są w pewnym sensie ustalone dla każdego typu obiektu. Można to uzasadnić następująco:

1. Funkcja fazy powstawania i produkcji r_1 jest określona warunkami technicznymi i technologicznymi oraz założeniami konstrukcyjnymi. Dla danego typu obiektu można przyjąć ją za ustaloną.
2. Funkcja użytkowania r_2 , obejmująca użytkowanie i oddziaływanie otoczenia, jest określona instrukcjami użytkowania i przechowywania.
3. Funkcja profilaktyki (obsługiwanie) r_3 jest również określona instrukcjami przeglądów i napraw.

Eksploatacja obiektu technicznego w przyjętym modelu sprowadza się do określania funkcji użytkowania i obsługiwanie w pewnym przedziale czasu.

Przyjęty model umożliwia badania trwałości obiektów technicznych w zależności od r_1, r_2, r_3 , a tym samym ustalenie okresów używalności.

Za początek istnienia obiektu można przyjąć datę produkcji. Za koniec istnienia obiektu w danych warunkach można przyjąć datę niesprawności obiektu, której nie można usunąć w ramach przyjętego zakresu napraw.

Czynniki umożliwiające wyznaczenie okresów używalności obiektów technicznych

Niech dany będzie zbiór ω obiektów technicznych. Zbiór ten znajduje się w eksploatacji w przedziale czasu $[0, t_0]$. Należy zbadać czy obiekty te mogą być dalej użytkowane i jaka może być długość przedziału czasowego $[t_0, t_1]$? Odpowiedź na to pytanie zależy od wielu czynników.

Najważniejszymi z nich są:

1. Wymagania użytkownika dotyczące poziomu niezawodności obiektów technicznych w przedziale czasu $[t_0, t_1]$.
2. Warunki przechowywania i użytkowania w przedziale czasu $[t_0, t_1]$.
3. Możliwość regeneracji zbioru obiektów technicznych do wymaganego poziomu niezawodności pod koniec okresów używalności (czyli w czasie t_0).
4. Możliwość wykonania badań niezawodności.
5. Możliwość utrzymania obiektów na wymaganym poziomie niezawodności w przedziale $[t_0, t_1]$.
6. Koszty związane z przedłużeniem okresów używalności i utrzymaniem obiektów na odpowiednim poziomie niezawodności.

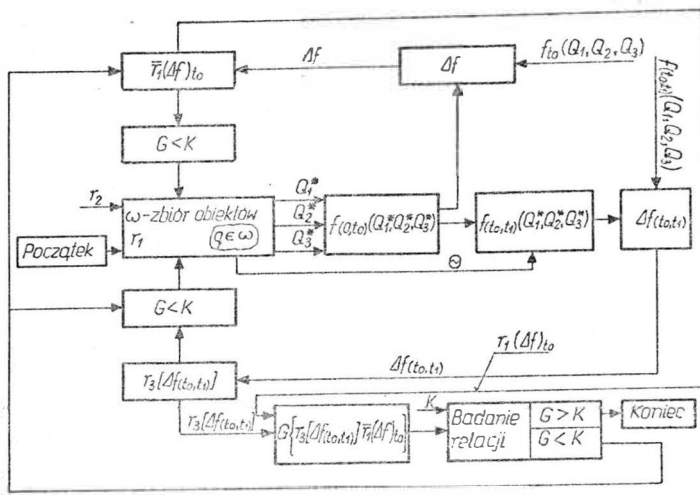
Z analizy powyższych czynników wyłania się pewien schemat wyznaczania okresów używalności obiektów technicznych.

Schemat ten można przedstawić w następującej postaci:

- 1) opracowanie niezbędnych materiałów do oceny obiektów technicznych,
- 2) wykonanie oceny niezawodności zbioru obiektów w przedziale czasu $[0, t_0]$,
- 3) wykonanie oceny stanu technicznego obiektów pod koniec upływających okresów użytkowania,
- 4) analiza możliwości regeneracji obiektów do wymaganego stanu technicznego,
- 5) próby trwałościowe wybranego podzbiory obiektów technicznych (po odnowieniu),
- 6) analiza możliwości przedłużenia okresów używalności (prognozowanie).

Przedstawienie zagadnienia przedłużania okresów używalności obiektów technicznych w postaci funkcyjnej

Zagadnienie wyznaczenia okresów używalności obiektów można przedstawić w postaci pewnych zależności funkcyjnych. Pokazane jest to na rys. 2.



Opis użytych symboli:

Q_1, Q_2, Q_3 — klasy parametrów opisujące odpowiednio: chwilowy stan techniczny obiektu, stan techniczny obiektów w procesie oczekiwania na pracę, stan techniczny w procesie użytkowania

Q_1^*, Q_2^*, Q_3^* — parametry opisujące aktualny stan techniczny zbioru obiektów

$f(Q_1^*, Q_2^*, Q_3^*)$ — funkcja (względnie parametr) syntetyczna opisująca aktualny stan techniczny zbioru obiektów

$f_{t_0}(Q_1^*, Q_2^*, Q_3^*)$ — wartość funkcji w chwili t_0

$f(Q_1, Q_2, Q_3)$ — wymagana funkcja (względnie parametr) syntetyczna

$\bar{r}_1(\Delta f)_{t_0}$ — funkcja określająca zakres czynności naprawczych i innych sprowadzających zbiór obiektów technicznych do stanu wymaganego

$f_{(t_0, t_1)}(Q_1^*, Q_2^*, Q_3^*)$ — wartości funkcji (względnie parametru) w przedziale czasu $[t_0, t_1]$ określona na podstawie prognozowania

$r_3[\Delta f_{(t_0, t_1)}]$ — funkcja obsługi określająca zakres czynności profilaktycznych, naprawczych itp. utrzymująca zbiór obiektów technicznych w przedziale czasu $[t_0, t_1]$ na wymaganym poziomie niezawodności

$G\{\bar{r}_1(\Delta f)_{t_0}, r_3[\Delta f_{(t_0, t_1)}]\}$ — funkcja określająca koszty (rozumiane w szerokim sensie) związane z przedłużeniem okresów używalności i utrzymaniem obiektów na żądanym poziomie niezawodności w przedziale czasu $[t_0, t_1]$

K — koszt zakupu nowych obiektów technicznych oraz koszt obsługi w przedziale $[t_0, t_1]$

ω — zbiór obiektów technicznych

q — podzbiór zbioru

$$\Delta f = f_{t_0}(Q_1, Q_2, Q_3) - f_{t_0}(Q_1^*, Q_2^*, Q_3^*)$$

$$\Delta f_{(t_0, t_1)} = f_{(t_0, t_1)}(Q_1, Q_2, Q_3) - f_{(t_0, t_1)}(Q_1^*, Q_2^*, Q_3^*)$$

Zbiór obiektów technicznych ω pod działaniem funkcji użytkownika r_2 zmienia charakterystyki techniczne w funkcji czasu. Obserwacja obiektów oraz pomiar parametrów Q_1^*, Q_2^*, Q_3^* w przedziale czasu $[0, t_0]$ umożliwia określenie postaci funkcji $f_{(t_0, t_1)}(Q_1^*, Q_2^*, Q_3^*)$. Wartość funkcji $f(Q_1^*, Q_2^*, Q_3^*)$ w czasie t_0 umożliwia wyznaczenie Δf . Wartości tej funkcji w przedziale czasu $[t_0, t_1]$, określone jedną z metod prognozowania umożliwiają określenie $\Delta f_{(t_0, t_1)}$. Następnie Δf jest argumentem do określenia funkcji naprawy $\bar{r}_1(\Delta f)_{t_0}$ niezbędnej do sprowadzenia zbioru obiektów do wymaganego poziomu niezawodności, a $\Delta f_{(t_0, t_1)}$ jest argumentem do określenia funkcji obsługi $r_3[\Delta f_{(t_0, t_1)}]$ umożliwiającej utrzymanie obiektów na wymaganym poziomie niezawodności w przedziale czasu $[t_0, t_1]$, dalej $\bar{r}_1(\Delta f)_{t_0}$ oraz $r_3[\Delta f_{(t_0, t_1)}]$ są podstawą do określenia kosztów G . Następnie badając relację $G < K$ lub $G > K$ można określić przedział $[t_0, t_1]$ i podjąć decyzję o dalszej eksploatacji zbioru obiektów.

W przedstawionym schemacie funkcyjnym wyznaczenia okresów używalności obiektów jako kryterium oceny przyjęto koszt. W rzeczywistości kryteria te mogą być i inne, np. kryterium techniczne, tzn. istnienie odpowiedniej funkcji obsługi umożliwiającej utrzymanie obiektów na odpowiednim poziomie niezawodności. Z przedstawionego schematu wynika, że najważniejszymi problemami w wyznaczaniu okresów używalności są:

- zagadnienie wyznaczenia optymalnej funkcji obciążenia r_2 obiektów technicznych;
- zagadnienie oceny stanu technicznego i prognozowania;
- zagadnienie wyznaczania funkcji obsługi r_3 (która jest w pewnym sensie uzupełnieniem funkcji projektowania i produkcji r_1 , gwarantującej efektywne wykorzystanie obiektów określone przez funkcję użytkownika r_2);
- posiadanie odpowiedniej bazy technicznej.

Efektywne rozwiązanie każdego z wymienionych zagadnień jest rzeczą dość trudną. Z wymienionych wyżej zagadnień można podzielić się pewnymi spostrzeżeniami ogólnymi dotyczącymi wyznaczania funkcji obsługi r_3 .

Dcn.

Dokończenie ze str. 13 do artykułu „Prędkość propagacji pęknięć zmęczeniowych w konstrukcji płatowca”.

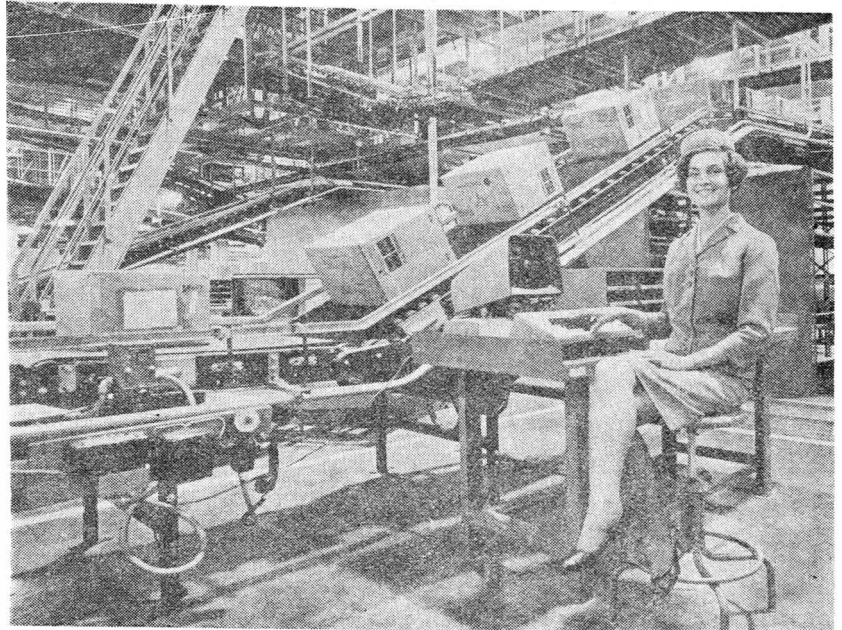
LITERATURA

1. Bo Lundberg: *A statistical method for fail safe design with respect to aircraft fatigue*, International Council of the Aeronautical Sciences, Second International Congress, Zurich 1960.
2. Bo Lundberg: *Notes on the level of safety and the repair rate with regard to fatigue in civil aircraft structures*, FFA, Mem. PE-15, 1962.
3. Bo Lundberg: *Fatigue life of airplane structures*, FFA, Report 60, 1955.
4. Schaw R. R.: *The level of safety achieved by periodic inspection for fatigue cracks*, JRAS, October 1954.
5. Crichlow W. J.: *The ultimate strenght of damaged structure analysis methods with correlating test data, Full scale fatigue testing of aircraft structures, proc. of the symp., Amsterdam 1959.*

6. Błażewicz W.: *Propagacja pęknięć zmęczeniowych w blachach duralowych, badania możliwości zmniejszenia prędkości propagacji przy użyciu zgniotu*. Praca doktorska wykonana w Katedrze Budowy Samolotów Politechniki Warszawskiej, 1967. Promotor prof. Leszek Dułęba.
7. Broek D. i Schijve J.: *The influence of the mean stress on the propagation of fatigue cracks in aluminium alloy sheet*, Report NLR — TRM 2111, 1963.
8. Schijve J. i Broek D.: *Crack propagation*, „Aircraft Engineering”, November 1962.
9. Miner M.: *Cumulative damage in fatigue*, „Journal of Applied Mech.”, September 1945.
10. Frost N. E.: *Notch effects and the critical alternating stress required to propagate a crack in an aluminium alloy subject to fatigue loading*, „The Journ. of Mech. Eng. Science”, 1961 vol. 9.

388.9(100)

W artykule przytoczono najbardziej charakterystyczne wyniki działalności przedsiębiorstw lotniczych ICAO w 1968 r. w porównaniu z latami poprzednimi. Wyniki te to zmniejszenie dynamiki rozwoju przewozów pasażerskich i zwiększenie dynamiki rozwoju przewozów towarowych oraz spadek zysków spowodowany wprowadzeniem do eksploatacji kosztowniejszego sprzętu i modernizacją urządzeń naziemnych. Rok 1968 charakteryzuje się poza tym dużymi przemianami w obsłudze towarowej związanymi z mechanizacją i automatyzacją dworców towarowych.



SYTUACJA EKONOMICZNA W TRANSPORCIE LOTNICZYM W ROKU 1968

Rok 1968 charakteryzuje się dalszym dynamicznym rozwojem przewozów lotniczych w stosunku do lat poprzednich (tablice 1 i 2), z tym jednak że największą dynamikę wykazują przewozy towarowe. O ile bowiem

przyrost przewozów pasażerskich w 1967 r. w stosunku do roku 1966 wynosił 17%, to w 1968 r. tylko 12%. Natomiast w przewozach towarowych nastąpił wzrost z 14% do 19%.

Tablica 1. Procentowy podział przewozów w tonokilometrach w przedsiębiorstwach lotniczych ICAO w latach 1950—1968

Rok	Przewozy międzynarodowe				Przewozy wewnętrzne				Razem			
	Pasażerowie	Towary	Poczta	Razem	Pasażerowie	Towary	Poczta	Razem	Pasażerowie	Towary	Poczta	Razem
1950	72,7	20,4	6,9	100	71,9	23,1	5,0	100	72,2	22,1	5,7	100
1955	72,5	19,7	7,8	100	78,2	18,0	3,8	100	76,3	18,5	5,2	100
1960	73,5	19,9	6,6	100	80,3	15,9	3,8	100	77,5	17,5	5,0	100
1965	69,1	25,3	5,6	100	78,1	17,9	4,0	100	74,2	21,1	4,7	100
1966	67,9	25,8	6,3	100	77,3	17,7	5,0	100	73,1	21,3	5,6	100
1967	67,7	25,8	6,5	100	78,1	16,6	5,3	100	73,7	20,5	5,8	100
1968	65,6	27,7	6,7	100	77,2	16,6	6,2	100	72,4	21,2	6,4	100

Tablica 2. Wyniki działalności przedsiębiorstw ICAO w latach od 1945—1968

Rok	Liczba wylatanych km	Liczba wylatanych godzin	Liczba przewiezionych pasażerów	Liczba pasażero-kilometrów	Tonokilometry			Wartości średnie		
					towary i bagaż	poczta	łącznie z pasażerami	liczba pasażerów na samolot	liczba kilometrów na pasażera	prędkość średnia [km/h]
w milionach										
1945	600	2,5	9	8 000	110	130	960	13	880	240
1950	1440	5,0	31	28 000	770	200	3490	19	875	285
1955	2290	7,3	68	61 000	1320	370	7120	27	905	315
1960	3100	8,6	106	109 000	2160	610	12 330	35	1030	360
1965	4100	8,7	177	198 000	4950	1100	23 440	48	1120	470
1967	5290	10,2	234	273 000	6700	1890	32 640	52	1170	515
1968	6020	11,2	261	308 000	7940	2430	37 450	51	1180	535

Należy przypuszczać, że w kolejnych latach podobne tendencje zostaną zachowane, czyli ładunki towarowe mieć będą coraz to większy udział w przewozach lotniczych (1968 r. — 27,7%). Zjawisko to należy uznać za bardzo korzystne, bowiem wprowadzanie do eksploatacji samolotów pasażersko-towarowych pozwala na lepsze wykorzystanie powierzchni handlowej.

Rok 1968 charakteryzuje się dalszymi zmianami w zakresie sprzętu eksploatowanego na liniach regularnej komunikacji lotniczej. Dominują już samoloty z napędem odrzutowym i turbinowym napędem śmigłowym.

Dynamiczne tendencje rozwojowe wykazują natomiast przedsiębiorstwa lotnicze Japonii i NRF. Stanowi to wynik rozwoju gospodarczego tych krajów. Podobne tendencje zaznaczają się również w następnych latach, w każdym razie wskazują na to przewidywane nakłady inwestycyjne przeznaczone na zakup nowoczesnego sprzętu. Na przykład w Japonii w najbliższych latach przeznaczona jest na ten cel suma rzędu 2 mld dolarów.

Rok 1968 charakteryzuje się mniejszymi zyskami w porównaniu z latami poprzednimi (tablica 5 i rysunek).

Tablica 3. Usługi lotnicze realizowane przez wybrane państwa—członków ICAO w latach 1967—1968

Państwo lub grupa państw	Usługi w tonokilometrach (miliony)									
	Ogółem		Międzynarodowe			Ogółem		Międzynarodowe		
	miejsce	1968	1967	udział w %		miejsce	1968	1967	udział w %	
				1968	1967				1968	1967
Stany Zjednoczone	1	22 316	19 031	59,4	58,5	1	4 336	3 736	27,6	27,0
Wielka Brytania	2	1 737	1 751	4,6	5,4	2	1 546	1 561	10,1	11,2
Kanada	3	1 353	1 237	3,6	3,7	6	648	554	4,2	4,0
Francja	4	1 204	1 217	3,2	3,7	3	1 030	1 077	6,5	7,7
Japonia	5	944	752	2,5	2,3	8	557	449	3,5	3,3
NRF	6	911	787	2,4	2,4	4	818	732	5,3	5,2
Australia	7	845	779	2,2	2,4	10	423	382	2,7	2,7
Włochy	8	744	620	2,0	1,9	7	647	544	4,3	3,8
Holandia	9	740	651	2,0	2,0	5	737	649	4,8	4,7
Skandynawia (SAS)	10	627	554	1,7	1,7	9	524	438	3,4	3,2
Razem 10 państw		31 421	27 379	83,6	84,0		11 266	10 162	82,4	82,2
Pozostałe 106 państw		6 029	5 261	16,4	16,0		4 314	3 788	27,6	27,2
Ogółem ICAO		37 450	32 640	100	100		15 580	13 850	100	100

Samoloty odrzutowe wykonały 87% pracy przewozowej, turbinowe samoloty śmigłowe 10%, a tłokowe zaledwie 3%. Te ostatnie stanowiły raczej wartości szczytkowe i znajdowały się w najuboższych przedsiębiorstwach lotniczych świata.

Ciekawe obserwacje poczynić można w układzie przewozów, szczególnie na trasach międzynarodowych. Otóż w 10 największych przedsiębiorstwach lotniczych świata

Tablica 4. Procentowy podział przewozów wg układu geograficznego w 1968 r. (realizacja w ton km)

Obszar geograficzny	Przewozy wewnętrzne	Przewozy międzynarodowe	Razem
Ameryka Płn.	64,3	33,6	86,2
Europa	21,0	44,3	4,4
Daleki Wschód	5,3	7,4	3,7
Ameryka Płd.	3,0	3,8	2,4
Oceania i Australia	2,6	3,3	3,3
Afryka	2,1	4,1	0,7
Bliski Wschód	1,7	3,5	0,4
Razem ICAO	100	100	100

ta wykonano 82,4% przewozów międzynarodowych (tablica 3), co stanowi wzrost w stosunku do 1967 r.

W układzie strukturalnym przewozów zachodzą jednak pewne przemiany, które charakteryzują się obniżeniem pozycji niektórych przedsiębiorstw lotniczych. Ma to miejsce w przypadku Francji czy nawet takiej potęgi lotniczej jak Wielka Brytania.

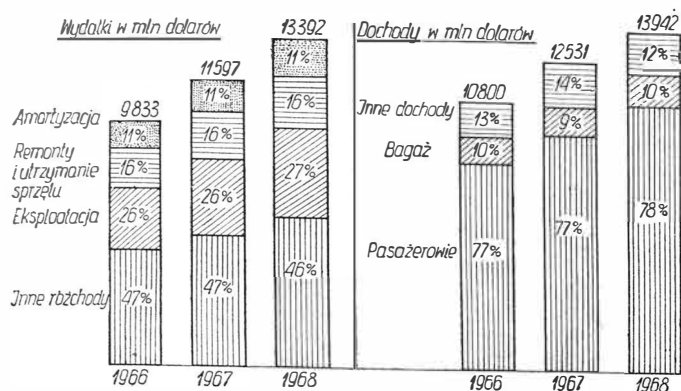
Wy tłumaczyć to należy konsekwentną modernizacją sprzętu i urządzeń naziemnych. Ogólnie rzecz biorąc należy się spodziewać w transporcie lotniczym nowego cyklu depresyjnego, który będzie spowodowany wprowadzeniem do eksploatacji bardzo kosztownego sprzętu

Tablica 5. Sytuacja finansowa w przedsiębiorstwach lotniczych ICAO w 1968 r. na tle lat 1966 i 1967

	1966	1967	1968
A. Przychody ogólne w mln dol.			
1. Pasażerowie	8 399	9 671	10 850
2. Towary	1 052	1 167	1 342
3. Poczta	492	531	562
Razem	10 870	12 531	13 942
B. Wydatki ogólne w mln dol.			
1. Eksploatacja	2 534	3 065	3 610
2. Ubezpieczenia	1 617	1 872	2 039
3. Odpisy i amortyzacja	1 101	1 243	1 480
4. Budynki i nieruchomości	1 559	1 851	2 137
5. Obsługa pasażerów	877	1 057	1 263
6. Sprzedaż	1 563	1 792	2 034
7. Administracja i inne	582	717	829
Razem	9 833	11 597	13 392
Czysty zysk w mln dol.	+1037	+934	+550
Czysty zysk w %	+9,5	+7,3	+3,9
Koszt tonokilometra w centach	34,81	33,22	32,30

tu w postaci autobusów powietrznych i samolotów nadźwiękowych. Zjawisko to nie dotyczy wszystkich przedsiębiorstw. W 1968 r. tylko 26 przedsiębiorstw

Inż. JAN ZWIERZYŃSKI



Zmiany w układzie wydatków i dochodów przedsiębiorstw lotniczych ICAO w latach 1966, 1967 i 1968

złożyło zamówienia na nowoczesny sprzęt. Jednak w całokształcie działalności finansowej przedsiębiorstwa te stanowią o wynikach końcowych.

Rok 1968 przyniósł duże przemiany w obsłudze towarowej szczególnie w zakresie automatyzacji procesów załadunku i rozładunku oraz konteneryzacji i paletyzacji. Do głównych dworców towarowych, w których zakończono lub jest na ukończeniu proces mechanizacji i automatyzacji należą: takie przedsiębiorstwa jak: PAA, Scaboard, TWA i American Airlines w Nowym Jorku, UAL w Los Angeles, KLM — w Amsterdamie, SAS w Kopenhadze, „Alitalia” w Rzymie i Londynie, BEA i BOAC w Londynie, „Air France” w Paryżu — Orly i Londynie.

Jeszcze kilka dworców na świecie ma nowoczesne urządzenia, a w niektórych w 1968 r. zapoczątkowano ich budowę. Charakterystyczne jednak jest to, że wymienione całkowicie zautomatyzowane dworce lotnicze znajdują się w państwach, które wykazują najwyższy poziom przewozów.

Warto przeczytać...

JANUSZ BABIEJCZUK
JERZY GRZEGORZEWSKI

LOTNICTWO KRAJU RAD

Wydawnictwa Komunikacji i Łączności — Warszawa 1969.
Wydanie pierwsze. Nakład 5000 + 200 egz. Ark. wyd. 21,6. Ark. druk. 24,25. Cena zł 30.

W książce przedstawione jest radzieckie lotnictwo cywilne we wszystkich zasadniczych dziedzinach działalności, tylko w części historycznej przedstawione są dzieje rosyjskiego i radzieckiego lotnictwa wojskowego i cywilnego. W następnych rozdziałach opisana jest aktualna praca „Aeroflotu” w zakresie komunikacji pasażerskiej, lotnictwa rolniczego, sanitarnego i specjalnego, ciekawsze osiągnięcia sportu lotniczego, biura konstrukcyjne pracujące dla potrzeb lotnictwa cywilnego, przemysł lotniczy i niektóre wytwórnie produkujące lotniczy sprzęt cywilny. Liczne fotografie, w tym i kolorowe, oraz rysunki uzupełniają i wzbogacają treść książki, której celem jest możliwie pełne przedstawienie obrazu dorobku lotnictwa radzieckiego. Książka przeznaczona jest dla wszystkich interesujących się rozwojem lotnictwa, a także dla pracowników lotnictwa.

W związku ze stałym wzrostem przewozów lotniczych stają się coraz bardziej pracochłonne czynności obsługowe, takie jak rezerwacja miejsc, obliczanie opłat przewozowych, wystawianie biletów, odprawa pasażerów i kontrola załadunku, zmuszając do angażowania dużej liczby pracowników i rozbudowywania pomieszczeń dworców lotniczych, co jednak już w najbliższej przyszłości nie będzie mogło zapewnić dostatecznie szybkiego procesu obsługowego. W tej sytuacji jedynym wyjściem jest całkowite zautomatyzowanie procesu obsługi pasażerów. W artykule przedstawiono strukturę automatycznego systemu obsługowego obejmującego rezerwację miejsc, obliczanie opłat przewozowych, drukowanie i kodowanie biletów, samoobsługowe wystawianie biletów, odprawę pasażerów, kontrolę załadunku samolotu i działania po odlocie.

AUTOMATYZACJA PROCESU OBSŁUGOWEGO W TRANSPORCIE LOTNICZYM

Część I

Pomyślna koniunktura w komunikacji lotniczej mimo okresowych wahań trwa nadal. W bieżącej dekadzie przewozy lotnicze podwajają się mniej więcej co pięć lat. W 1968 r. przewoźnicy europejscy, nie licząc ZSRR, przewieźli ponad 52 mln pasażerów. Gdyby doliczyć przewozy radzieckie, liczba ta uległaby prawdopodobnie podwojeniu. W tym samym roku kraje członkowskie ICAO przewiozły w latach rozkładowych łącznie 261 mln pasażerów wykonując blisko 6 mld kilometrów lotu w czasie ponad 11 mln godzin. Dało to w wyniku 308 miliardów pasażerokilometrów pracy przewozowej. Z tej liczby 198 mld przypada na Amerykę Płn., ok. 62 mld na Europę, ok. 17 mld na Daleki Wschód, a reszta na pozostałe obszary geograficzne. Około 63% tej pracy przewozowej przypada na przewozy wewnętrzne, przy czym dla obszaru Ameryki Płn. wskaźnik ten wynosi ok. 83%. Liczby te pozwalają wyobrazić sobie wielkość prac związanych z rezerwacją miejsc, obliczaniem opłat przewozowych za skomplikowane nieraz, długie podróże, z wystawianiem biletów i odprawą pasażerów na lotniskach.

Jeżeli chodzi o pierwsze trzy z wymienionych wyżej operacji, to problem stanowią obecnie takie czynniki, jak zbyt długi czas, w jakim, przy najnowszych nawet środkach łączności, można uzyskać informacje o wolnych miejscach oraz potwierdzenie rezerwacji, skomplikowana technika budowy opłat przewozowych, mnogość różnego rodzaju restrykcji i warunków przewozowych, taryfowych i rozliczeniowych. Należy przy tym pamiętać, że sprzedaż i rezerwacja dokonywana jest przez ogromną liczbę biur należących do przewoźników, do ich agentów, do biur podróży itp. W tej sytuacji obsługa klienta trwa długo, jest żmudna i pracochłonna, związana z ryzykiem popełnienia pomyłek kłopotliwych dla pasażera lub kosztownych dla obsługujących go organizacji.

Szczególne trudności w zakresie obsługi pasażerów nie- sie masowy przewóz lotniczy dla portów. Potok pasa- żerów zaakwirowanych przez ogromną sieć biur sprze- daży koncentruje się na dworcach lotniczych, gdzie zderza się z barierą skomplikowanych, długotrwałych czynności odprawczych i przewozowych, a w ruchu międzynarodowym — również paszportowych i celnych. Wszystko to odbywa się przy tym na przestrzeni często nie dostosowanej do wielkości szczytowych przewozów. Dążeniem za potrzebami ruchu oraz udogodnienie pasa- żerom pobytu w porcie spowodowało, że dworce lotni- cze obsługujące masowy ruch przybierają gigantyczne rozmiary, a ich organizacja i wyposażenie są coraz bar- dziej złożone i bogate.

Różnorodność obsługiwanych kierunków geograficz- nych, przynależność samolotów do różnych, często kon- kurencyjnych towarzystw oraz odmienność techniczna środka przewozowego wymagają stosowania zupełnie innych metod obsługi niż metody odpowiednie na dworcach kolejowych, autobusowych czy nawet mor- skich, służących masowym przewozom.

Istnieją lotniska, które obsługują w ciągu roku ponad 20 mln pasażerów. Należą do nich Chicago O'Hara i No- wy Jork — J. F. Kennedy. Liczniej reprezentowane są lotniska, na których obsługuje się 10—20 mln pasaże- rów. Są to np. Londyn-Heathrow, San Francisco, Los Angeles i inne. Przynajmniej 10 następnych lotnisk przekroczy w najbliższych latach liczbę 10 mln pasaże- rów. Jednocześnie ze wzrostem ruchu wzrasta liczba pasażerów odprawianych na jeden samolot. Wprowa- dzenie samolotów o pojemności kilkuset pasażerów po- głębi trudności, z jakimi walczą dworce lotnicze na od- cinku obsługi pasażerów i ich bagażu, jakkolwiek przy- niesie wiele korzyści w eksploatacji technicznej i zmu- sza do szukania usprawnień. Stąd różne modele syste- mu obsługi, takie jak obsługa scentralizowana (odpra- wa w jednym hallu na różnych stanowiskach wyspe- cjalizowanych wg rejsów lub na stanowiskach ogólnych), odprawa zdecentralizowana (wykonywana w sa- lach odlotowych) lub mieszana. Stąd też różne modele dworców łącznie z lansowanymi w ostatnich latach mo- delami liniowymi (wiele segmentów, z których każdy służy do odprawy jednego samolotu) jako alternatywa dworca centralnego z ew. „palcami”.

Problemem usprawnienia całego systemu obsługi zainteresowani są przede wszystkim wielcy przewoźni- cy. Przeprowadzone przez nich badania doprowadziły do wniosku, że radykalna poprawa może być uzyska- na tylko za pomocą a u t o m a t y z a c j i procesu obsłu- gi, co nie oznacza oczywiście rezygnacji z wykorzysta- nia takich źródeł usprawnień, jak np. liberalizacja prze- pisów granicznych. Jakkolwiek automatyzacja wynika głównie z potrzeb wielkich przewoźników, to jest rze- czą oczywistą, że jej efektywność będzie w dużym sto- pniu zależała od powszechności zastosowania standar- dowego automatycznego systemu. Należy wreszcie za- znaczyć, że inspiratorem automatyzacji są w dużym stopniu przewoźnicy amerykańscy, ale niewątpliwie przy jej rozwiązywaniu odgrywają rolę również inte- resy przemysłu amerykańskiego.

Koncepcja automatycznego systemu

Automatyczny system służyć ma do obsługi pasażerów i ich bagażu oraz do wykonywania związanych z tym

funkcji pochodnych. Cały system opierać się ma na wy- korzystaniu odpowiednio zaprogramowanych elektro- nicznych maszyn cyfrowych (EMC) połączonych stały- mi liniami łączności z punktami rezerwacji miejsc i sprzedaży biletów, z punktami odprawy pasażerów na dworcach lotniczych i z innymi punktami, w których odbywają się czynności objęte systemem automatyzacji. Specjalna grupa robocza powołana do opracowania programu automatyzacji w swym sprawozdaniu w 1967 r. zaproponowała, aby w skład kompleksowego automatycznego systemu weszły następujące funkcje:

- automatyczna rezerwacja
- automatyczne obliczanie opłat przewozowych
- drukowanie biletów
- kodowanie biletów
- szybkie lub samoobsługowe wystawianie biletów
- szybka odprawa pasażerów przed odlotem.

O postępie prac w programowaniu automatyzacji infor- mowało bliżej drugie sprawozdanie wspomnianej gru- py na 24 walnym zgromadzeniu IATA przedstawione przez W. J. Noonana, dyrektora do spraw procedur ob- sługi pasażerskiej TWA. Ze sprawozdania tego pocho- dzi wiele informacji i poglądów zawartych w niniej- szym artykule.

Przy programowaniu automatyzacji bierze się pod uwa- gę następujące trzy przesłanki:

- lotnictwo komunikacyjne jest zbiorem wielu przedsię- biorstw o różnej wielkości i specyfice. System powinien więc uwzględniać potrzeby każdego z nich. Z drugiej strony więk- szość przewoźników obsługuje co najmniej jeden wielki ry- nek i spotyka się na tym rynku i w wielkim porcie lotni- czym ze wspólnymi dla wszystkich towarzystw problemami rezerwacji, obliczania opłat przewozowych, odprawy itp., co ułatwia znalezienie wspólnych rozwiązań,
- automatyzacji procesu obsługi towarzyszyć powinno nor- malizowanie tylko tych elementów, których standaryzacja jest niezbędna dla harmonijnego działania systemu i uproszcze- nia drogi klienta od punktu sprzedaży biletów do drzwi sa- molotu,
- w programie uwzględnione powinny być interesy i potrze- by biur podróży, które w wyniku usprawnień wynikających z automatyzacji będą mogły, jak się oczekuje, znacznie zwiększyć liczbę sprzedawanych biletów.

Projektowany system nie będzie prostym rozwinięciem stosowanej już lub przygotowywanej elektronicznej re- zerwacji, która stanie się tylko jednym z elementów kompleksowego systemu.

Uważa się, że lotnictwo komunikacyjne na początku lat siedemdziesiątych przekroczy próg automatyzacji w dziedzinie rezerwacji, obliczania opłat przewozowych i wystawiania biletów. Niedługo po tym automatyzacja obejmie sprzedaż biletów przy użyciu kart kredyto- wych, odprawę pasażerów i kontrolę załadowania w porcie lotniczym. W sumie powinno to podnieść wydaj- ność obsługi w stopniu pozwalającym sprostać przewi- dywanej wielkości ruchu. Automatyzacja przyspieszy przepływ pasażerów przez port lotniczy w stopniu nie- osiągalnym przy dzisiejszych czasochłonnych procedu- rach i ogromnej liczbie przepisów.

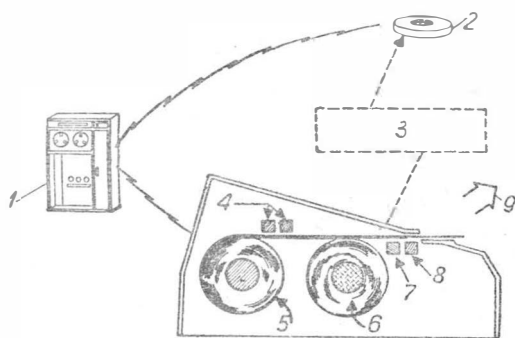
Oto jak w proponowanym systemie przebiegać będzie obsługa pasażera, począwszy od zarezerwowania miejsca do jego zajęcia w samolocie. Proces ten omówiony zo- stanie wg kolejnych układów wchodzących w skład sy- stemu.

A u t o m a t y c z n a r e z e r w a c j a efektywnie ogra- niczy potrzebę posługiwania się podręcznikami i prze- wodnikami dotyczącymi rozkładu lotów i opłat prze- wozowych. Zamiast korzystać z tych skomplikowanych

dokumentów pracownik rezerwacji otrzyma dane na temat rozkładu lotów, możliwości zarezerwowania miejsca i obowiązujących opłat na ekranie urządzenia nadawczo-odbiorczego zainstalowanego w punkcie rezerwacji i włączonego do automatycznego systemu. Informacje te będą podawane praktycznie natychmiast po ich zażądaniu. Początkowo automatyzacji ulec ma 95% operacji rezerwacyjnych.

Automatyczne obliczanie opłat za przewóz umożliwi wyszukanie, a w razie potrzeby również skonstruowanie opłaty za przewóz, niezależnie od tego w jakim rejonie kuli ziemskiej ma się on odbyć. Ponadto układ ten określi wartość każdego kuponu biletowego lub sumę do rozliczenia między przewoźnikami. Początkowo automatyzacji ulec ma 98% tego rodzaju operacji.

Drukowanie biletów odbywać się będzie za pomocą automatycznej drukarki, która będzie formować i drukować, na podstawie rozkazów EMC odpowiedni tekst na poszczególnych kuponach biletowych. Niezależnie od tego treść każdego kuponu będzie na jego odwrocie magnetycznie zakodowana w sposób umożliwiający maszynowe jej czytanie. Tak sporządzony bilet przyjęto nazywać biletem automatycznym. Będzie on podobny do obecnie stosowanego biletu w tym względzie, że będzie się składał z wielu zbroszowanych kuponów — oddzielnych dla każdego odcinka trasy (kupony przelotowe) — i z kuponu pozostającego u pasażera (kupon pasażerski). Poszczególne kupony będą miały znormalizowany układ i format. Drukarkę biletową przedstawiono na rys. 1.



1. Automatyczne wystawianie biletów:

1 — elektroniczna maszyna cyfrowa, 2 — inne układy systemu, 3 — w razie awarii układu rolka rejestracyjna może być włączona do wejścia innego układu, 4 — drukarka, 5 — zapas blankietów biletowych, 6 — rolka rejestracyjna, 7 — głowica kodująca, 8 — czytnik, 9 — wejście biletu

Szybkie samoobsługowe wystawianie biletów będzie dostępne oczywiście tylko dla posiadaczy kart kredytowych. Wystarczy, aby klient włożył swą kartę kredytową do automatu biletowego i określił cel podróży. Urządzenie to sprawdzi ważność karty, zweryfikuje rezerwację (jeżeli była dokonana) lub dokona rezerwacji i następnie wyda bilet.

Szybka odprawa pasażera przed odlotem realizowana będzie przez wykorzystanie automatycznego biletu. Pasażer po przybyciu w dniu odlotu na lotnisko wsunie odpowiedni kupon biletowy do automatycznego urządzenia odprawczego, które wymieni kupon na kartę wstępu do odpowiedniego samolotu i udzieli pasażerowi wskazówek co do dalszego postępowania (wskazówki ukażą się na ekranie urządzenia).

Karta wstępu będzie wykorzystywana do automatycznej kontroli załadowania samolotu. Otóż przy wejściu do samolotu karta będzie przez pasażera (lub personel obsługi) włożona do odpowiedniego urządzenia, które niezwłocznie przekaże w odpowiednie miejsca informację o wprowadzeniu pasażera na pokład.

Wspomniana wcześniej grupa robocza w wyniku przeprowadzonych przez nią badań przedstawia wiele założeń w takich sprawach, jak:

- konstruowanie opłat przewozowych i przechowywanie ich w pamięci EMC,
- technika magnetycznego kodowania i rozkodowywania dokumentów oraz znaków, która będzie kodowana na bilecie i na karcie kredytowej,
- program komputeryzacji funkcji biletowych dla biur podróży i dla potrzeb związanych z rozliczeniami ze skarbem państwa i z ważniejszymi rozliczeniami handlowymi,
- program związany z kartami kredytowymi z uwzględnieniem problemu zabezpieczenia finansowego (patrz uwaga niżej),
- dalszy postęp w zakresie automatycznego biletu mającego na celu jednoczesne drukowanie i kodowanie poszczególnych jego kuponów.

W związku ze wspomnianym wyżej problemem zabezpieczenia finansowego należy się czytelnikowi pewne wyjaśnienie. Otóż przewoźnicy USA honorujący karty kredytowe tracą rocznie kilka milionów dolarów w wyniku nadużyć związanych z kartami. Znany jest np. przypadek wykupienia, w ciągu czterech dni po zgubieniu karty, 30 biletów o wartości ok. 18 tys. dol. W innym przypadku oszust wykupił bilety za ok. 100 tys. dol. Dlatego problemowi zabezpieczenia się przed nadużyciami poświęca się odpowiednią uwagę.

Struktura systemu automatycznej obsługi

Zgodnie z omówioną koncepcją automatyczny system obsługi musi składać się z układów elementarnych, które będą wykonywały następujące czynności:

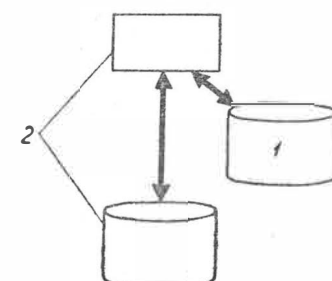
- rezerwację miejsc
- obliczanie opłat za przewóz
- wystawianie biletów
- odprawę na lotnisku
- kontrolę załadowania samolotu

oraz możliwy dzięki zautomatyzowaniu powyższych czynności:

- zapis odpowiednich danych pozwalający wykonywać automatycznie
 - rachunkowość wpływów,
 - rozliczenia między przewoźnikami,
 - sprawozdawczość.

Obecnie omówione zostaną poszczególne układy elementarne składające się na kompletny system.

Układ rezerwacji miejsc zwany w skrócie PNR (Passenger Name Record) i przedstawiony sche-

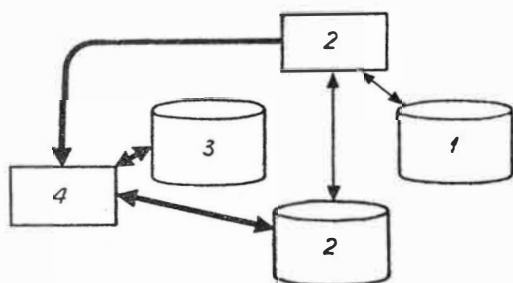


2. Układ rezerwacji miejsc (układ PNR):
1 — pamięć wewnętrzna,
2 — rezerwacja

matycznie na rys. 2 jest pierwszym elementem składowym systemu. Na rysunku prostokąt reprezentuje działanie przedsiębiorstwa lotniczego, a walce przedstawiają pamięć elektronicznej maszyny cyfrowej i zmagazynowane w niej informacje.

W swej najprostszej postaci układ PNR wykorzystuje wewnętrzną pamięć EMC zawierającą dane o rozporządzalnej liczbie miejsc oraz magazynuje i wyszukuje zapisy rezerwacyjne. Cały proces, łącznie z magazynowaniem zapisów, scentralizowany jest w EMC, a funkcje obsługowe realizowane są za pomocą aparatury zainstalowanej w punkcie rezerwacji (u przewoźnika i jego agentów) i połączonej z EMC liniami łączności. Układ ten zapewnia przewoźnikowi i agentom niezbędne informacje oraz możliwość tworzenia, utrzymywania i wyszukiwania rezerwacji. Automatyczna rezerwacja jest już stosowana przez wielu przewoźników, jednakże bez pozostałych części omawianego systemu, wykorzystując EMC realizującą również inne programy związane z wewnętrznymi potrzebami przedsiębiorstwa.

Układ obliczania opłat przewozowych zwany w skrócie FQ (Fare Quotation) współpracuje z układem PNR. Powiązania nowo dodanego układu z układem PNR na rys. 3 przedstawione są grubymi liniami. Funkcjonowanie układu FQ wymaga korzystania przez niego z danych o rezerwacji i o przebiegu po-



3. Układ PNR i układ obliczania opłat przewozowych (układ FQ):

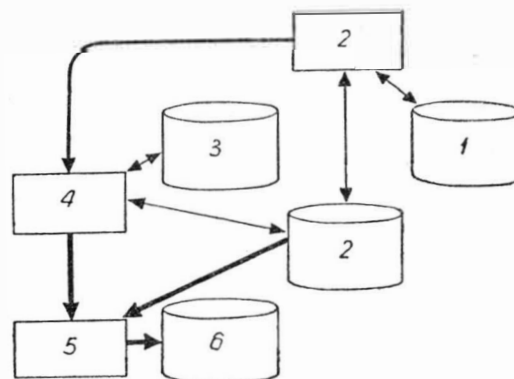
1 i 2 — jak na rys. 2, 3 — obliczanie opłat, 4 — podawanie opłat

dróży zawartych w pamięci PNR oraz specjalnych informacji o taryfach i metodach obliczania opłat. W przypadku skomplikowanych wielodcinkowych podróży słuszniej jest mówić o konstruowaniu taryf wg dość złożonych zasad — czynność ta nie polega tylko na prostym wyszukaniu i dodaniu taryf odcinkowych.

Układ biletowy zwany w skrócie *Tktg* (Ticketing) przedstawiony jest na rys. 4 w powiązaniu z omówionymi układami. Danymi wejściowymi dla tego układu będą dane otrzymane z układów PNR i FQ, zmagazynowane w pamięci PNR. Układ ten pozwala na automatyczne wystawienie biletu przez pracownika biura sprzedaży, a po opracowaniu odpowiedniego urządzenia samoobsługowego przez samego pasażera przy użyciu karty kredytowej.

W trakcie operacji „biletowej” powstaje dodatkowy jej produkt — automatyczny zapis wartości sprzedaży. Będzie on maszynowym odpowiednikiem dzisiejszego dokumentu finansowego i może sta-

nowić podstawę do prowadzenia automatycznej rachunkowości wpływów. Ta zdolność układu pozwoli prowadzić ewidencję i rozliczenia sprzedaży bez prowadze-

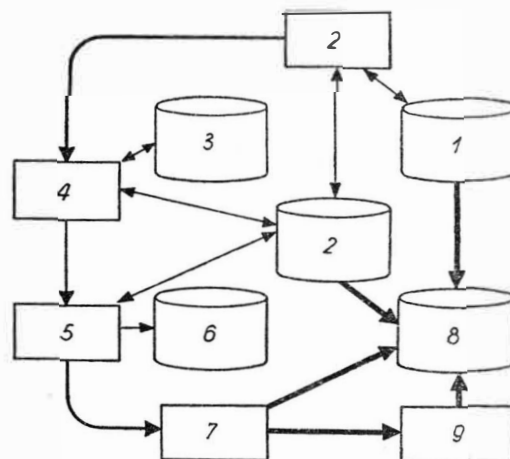


4. Układy PNR, FQ i wystawienie biletów (układ *Tktg*):

1 do 4 — jak na rys. 4, 5 — wystawianie biletu, 6 — rachunkowość wpływów

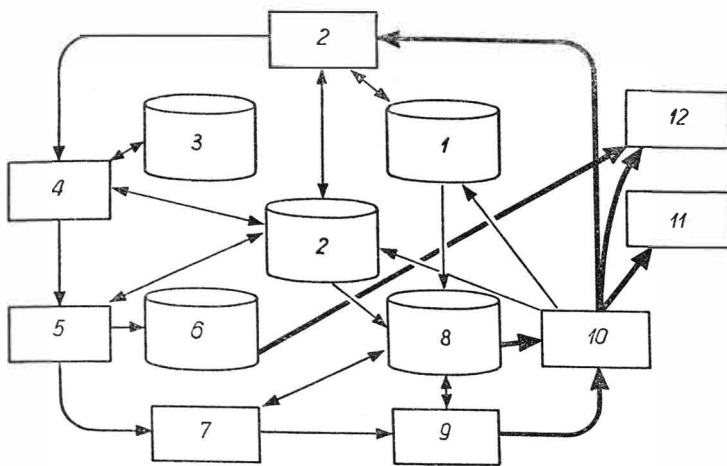
nia rachunkowości „papierowej” (w księgach, rejestrach, kartotekach lub tp.).

Układ odprawy pasażera i kontroli załadowania samolotu rys. 5 będzie czwartym elementem składowym systemu. Układ ten będzie określał takie parametry, jak: łączna rozporządzalna liczba miejsc pasażerskich, liczba miejsc pasażerskich, liczba miejsc zarezerwowanych, liczba pasażerów odprawionych i liczba pasażerów wprowadzonych na pokład. Dane te będą aktualizowane w sposób ciągły od chwili rozpoczęcia odprawy do chwili odlotu. Dzięki temu wszyscy zainteresowani lotem i jego przygotowaniem będą mogli w każdej chwili otrzymać ściśle dane o aktualnym stanie odprawy i załadunku. Danymi wejściowymi będą dane zawarte w bilecie, jeżeli chodzi o odprawę, oraz dane zawarte w karcie wstępu — w zakresie kontroli załadowania. W zależności od tego, czy bilet będzie wystawiony automatycznie czy ręcznie, odpowiednie dane będą wprowadzane do układu automatycznie (przez wrzucenie biletu, a następnie karty wstępu do odpowiedniego urządzenia) lub ręcznie przez personel obsługi (za pomocą klawiatury odpowiedniego urządzenia połączonego z układem).



5. Układy PNR, FQ, *Tktg* oraz układy odprawy pasażerów i kontroli załadunku samolotu:

1 do 6 — jak na rys. 5, 7 — odprawa, 8 — kontrola załadowania, 9 — załadowanie



6. Pełny system: PNR, FQ, Tktg, układ odprawy i kontroli załadowania oraz układ działań po odlocie:

1 do 9 — jak na rys. 6, 10 — „zamknięcie” lotu, 11 — informacja dla kierownictwa, 12 — rachunkowość wpływów

Układ działań po odlocie jest wraz z elementami integrującymi cały system, ostatnim układem systemu. Układ ten natychmiast po odlocie samolotu — dostarcza informacji o pasażerach w zakresie ciężaru oraz salda sprzedaży, odprawy i załadowania, — uaktualnia rejestr rozporządzalnych miejsc w pamięci EMC, — tworzy zapisy w układzie rachunkowości wpływów w celu zaktualizowania danych o sprzedaży.

Informacje powyższe będą niezwłocznie po odlocie dostępne dla jednostek liniowych. Dzięki temu będą one zawsze miały aktualne dane o rozporządzalnej liczbie miejsc, o planowanej i rzeczywistej liczbie pasażerów na pokładzie itp. Może to być wykorzystane w najbliższym i w następnych portach lądowania dla przygotowania się do obsługi lecących pasażerów, a zwłaszcza do sprzedaży nie zajętych miejsc i doładowania samolotu. Dane te będzie można także uzyskać w formie przystosowanej do maszynowego czytania dla sporządzenia sprawozdania dla kierownictwa. Pełny system przedstawiający wzajemne powiązanie między poszczególnymi układami pokazany jest schematycznie na rys. 6.

Ekonomia systemu

Zdaniem specjalistów za wcześnie jest obecnie na dyskusowanie tego problemu w szczególności oraz na ocenę ekonomii systemu o tak ogromnych rozmiarach. Jednak dwa duże przedsiębiorstwa lotnicze w USA przeprowadziły wstępne badania ekonomiczne dla okresu 1970—1980. Wyniki tych badań wykazują, że oszczędności uzyskane w wyniku zastosowania wyżej omówionego systemu będą większe od kosztów zakupu i zainstalo-

wania urządzeń łącznie z kosztami oprogramowania systemu.

Jeden z większych przewoźników w swych szczegółowych studiach nad automatycznym systemem biletowym przewiduje, że liczba biletów wystawianych dziennie wprost na lotniskach zwiększy się w okresie od 1968 do 1980 o 33%. Automatyczne urządzenia biletowe wystawiając taką liczbę biletów przyniosą w wyniku usprawnienia obsługi duże oszczędności czasu i kosztów.

Dobrą ilustrację rosnącego znaczenia oszczędności powstających dzięki automatyzacji można uzyskać obliczając liczbę personelu potrzebnego jednemu przewoźnikowi do wykonania realizowanych obecnie ręcznie zadań, powiększonych odpowiednio do prognozy ruchu na rok 1980 i na lata następne. Można bez przesady ocenić, że w 1985 r. przedsiębiorstwo lotnicze nie stosujące automatyzacji tylko dla rezerwacji, wystawiania biletów i rozliczeń potrzebowałoby budynek o wymiarach rzymskiego Koloseum. W przypadku niewprowadzenia automatyzacji powstałyby ogromne potrzeby w portach lotniczych: przestrzeń robocza dla personelu obsługi musiałaby być większa niż przestrzeń przeznaczona obecnie dla pasażerów.

W tym miejscu powrócić można do omawianej już kwestii przepustowości portów lotniczych, a ściślej — dworców lotniczych. W świetle oceny dzisiejszego stanu i prognoz ruchu automatyzacja wydaje się koniecznością i jedynym racjonalnym wyjściem, w nie mającym końca wyścigu między dynamicznym wzrostem ruchu a rozbudową infrastruktury oraz wzrostem nakładu siły roboczej dla jego obsługi.

Kosztowna automatyzacja podstawowych czynności okazać się może wyjściem najtańszym.

Warto przeczytać...

ADAM SKARBIŃSKI

TECHNOLOGIA BUDOWY SZYBOWCÓW

Wydawnictwa Komunikacji i Łączności — Warszawa 1969. Wydanie pierwsze. Nakład 1500 + 200 egz. Ark. wyd. 26,2. Ark. druk. 20. Cena zł 40.

Książka omawia zagadnienia związane z technologią budowy szybowców z uwzględnieniem wszystkich problemów. Podany jest przegląd metod produkcyjnych stosowanych przy budowie szybowców oraz urządzeń pomocniczych potrzebnych do wykonywania części i zespołów szybowca. Opisane są też badania, jakim poddaje się materiały, z których budowane są szybowce.

Książka przeznaczona jest dla studentów wydziałów lotniczych oraz dla pracowników przemysłu lotniczego, biur konstrukcyjnych i zakładów naprawczych sprzętu szybowcowego.

nowości techniczne

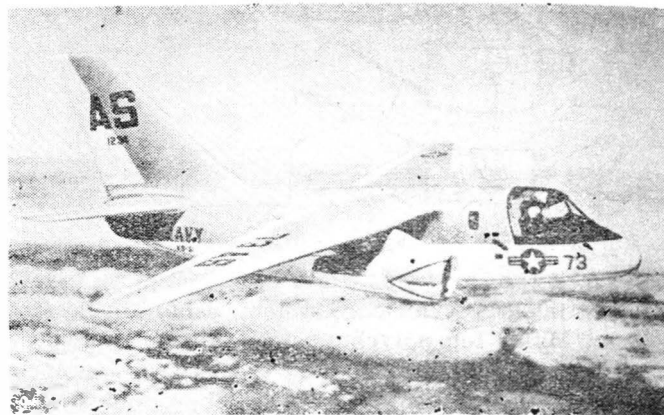
Kontrakt na samolot patrolowy S-3A

Firma Lockheed otrzymała zamówienie na budowę samolotu S-3A (nowe oznaczenie programu VSX), przeznaczanego do wykrywania i zwalczania okrętów podwodnych. Wartość zamówienia wynosi 461 milionów dol. i obejmuje budowę 6 prototypów. Cały program ma mieć wartość 3,2 miliarda dol. gdyż przewidziana jest budowa 193 samolotów seryjnych.

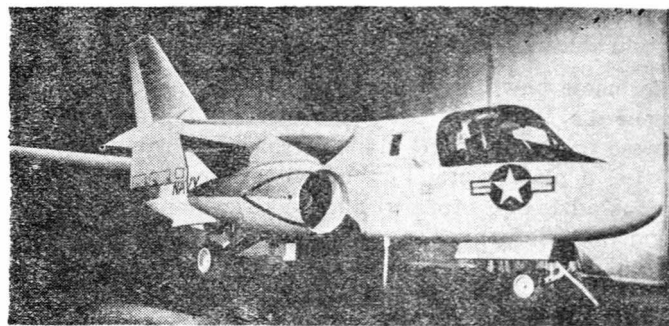
Samolot S-3A ma zastąpić używane od 1953 r. samoloty Grumman S-2 „Tracker”, od których będzie miał większą prędkość, zasięg i elastyczność operacyjną w wykrywaniu dużych skupisk okrętów podwodnych. O ile obecnie rola marynarki w stosunku do nieprzyjacielskich okrętów podwodnych jest defensywna, gdyż musi ona czekać na wykrycie ich przez sonar, to po wprowadzeniu samolotów S-3A, wyposażonych w nowoczesny system czujnikowy VS/A-New, sytuacja ta ulegnie zmianie. Samoloty będą bazować na 5 zmodernizowanych lotniskowcach.

Konstrukcja samolotu ma być konwencjonalna. Dwa silniki dwuprzepływowe General Electric TF-34-2 o ciągu 13 150 kG i stosunku wydatków ponad 3:1 zapewnią mu prędkość 760 km/h, możliwość przeprowadzania długich lotów patrolowych i zasięg 4600 km oraz, łącznie z mechanizacją skrzydła, dobre własności przy małych prędkościach lotu i na małych wysokościach.

System VS/A-New, obejmujący najnowsze przeliczniki i urządzenia analizujące, będzie gromadził informacje i wykonywał zadania obliczeniowe i nawigacyjne, przedstawiając wyniki łącznie z danymi taktycznymi na wspólnym ekranie. W skład uzbrojenia mają wchodzić pociski kierowane powietrze-morze „Bullpup”, torpedy akustyczne (naprowadzające się na głębokości celu), bomby wodorowe i zwykłe bomby głębinowe.



1



2

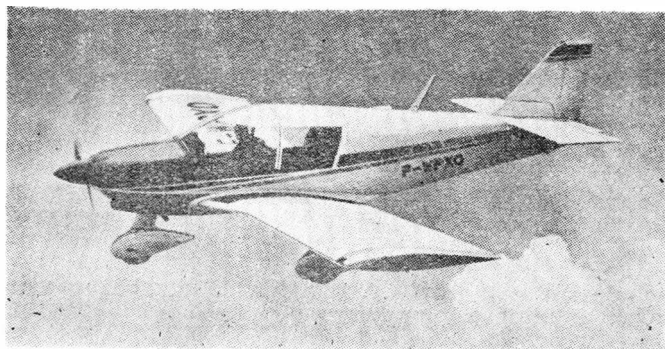
Samolot będzie rozwijany wspólnie z firmą Ling Temco Vought Aerospace Corp. i Univac Federal System Division. Pierwszy lot jest przewidziany na początek 1972 r.

W. K.

Nowe lekkie samoloty francuskie

Rysunek 1 przedstawia całkowicie metalowy 4-miejscowy samolot HR-100 firmy Avions Pierre Robin (poprzednio CEA). W wersji seryjnej będzie on wyposażony w silnik o mocy 260 KM i będzie produkowany w nowej wytwórni w Dijon-Darois. Samolot ma skrzydło prostokątne i stałe podwozie, ciężar własny 748 kG, ciężar użyteczny 648 kG, maks. ciężar startowy 1396 kG, prędkość przelotową 300 km/h i zasięg 2000 km. Jego cena ma wynosić 24 000 dol.

1

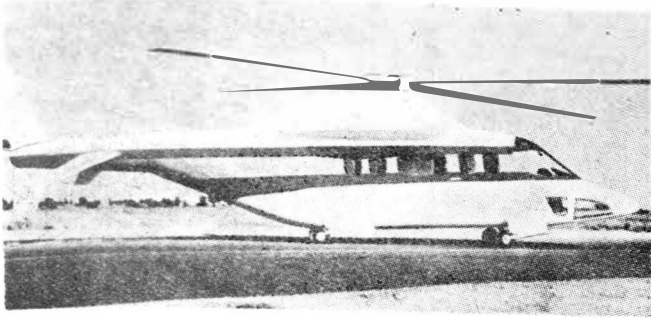


2

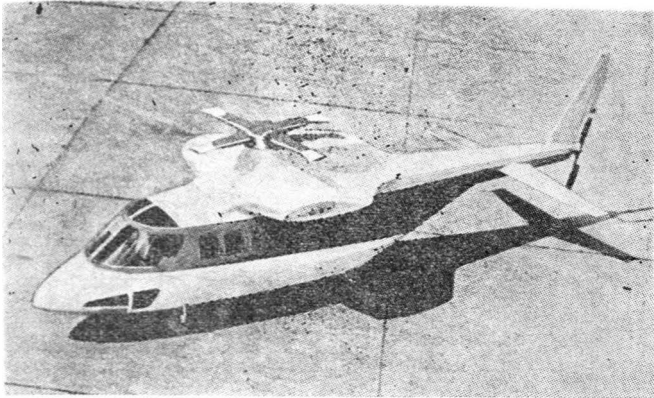
Na rysunku 2 pokazano 2-miejscowy samolot akrobacyjny Dalotel „Viking”. Ma on kadłub kratownicowy z rurką, drewniane skrzydła odcinane do transportu, chowane podwozie i silnik Continental IO-346A o mocy 165 KM. Pozostałe dane: ciężar własny 599 kG; ciężar startowy 838 kG; prędkość maksymalna 300 km/h; prędkość przelotowa 260 km/h; prędkość przeciągnięcia 90 km/h; pułap praktyczny 6000 m. Samolot został zaprojektowany przez Michel Dalotela, a produkowany jest przez wytwórnię Societé Poulet w Colombes.

W. K.

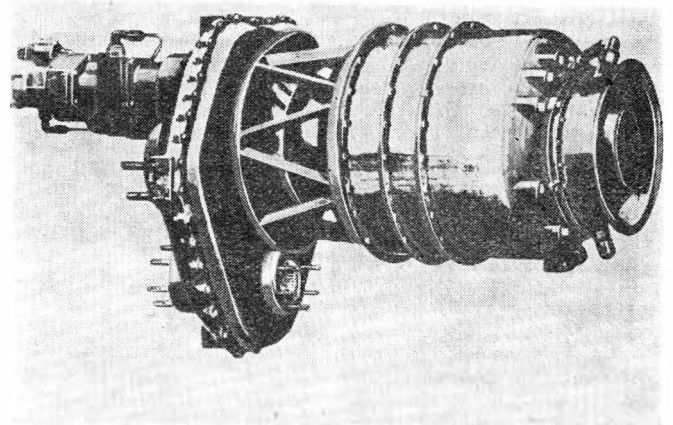
Śmigłowiec służbowy Lear Jet



1

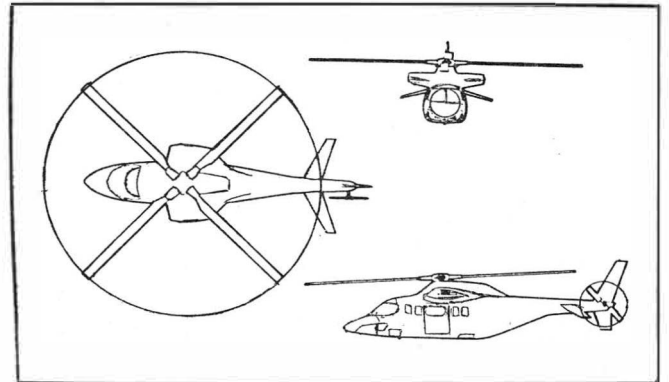


2



3

2270 kG, pułap z wpływem ziemi odpowiednio 3460 m i 5300 m; przeglądy okresowe co 250 h lotu; cena wer-



4

sji służbowej 450 000 dol. z wyposażeniem IFR, cena wersji pasażerskiej 398 000 dol.

W. K.

Firma Lear Jet ujawniła szczegóły opracowywanego przez siebie śmigłowca służbowego „Gates Twinjet” napędzanego dwoma silnikami turbinowymi o mocy 475 KM. Śmigłowiec będzie przewoził poza dwuosobową załogą 8 osób i 90 kG bagażu na odległość 665 km z prędkością przelotową 290 km/h na wysokości 1500 m, z pozostawieniem rezerwy paliwa na 20 min lotu, lub w wersji pasażerskiej z jednym pilotem — 12 pasażerów i 86 kG bagażu na odległość 345 km z prędkością przelotową 273 km/h. Do napędu śmigłowca mają być zastosowane dwa silniki Air Research TSE231 (pochodna silnika TPE331) z oddzielną turbiną napędową o mocy startowej 475 KM, maksymalnej mocy trwałej 400 KM i ciężarze 79 kG. Silniki są zabudowane w szczytkowym skrzydle w poprzek podłużnej osi śmigłowca. Pierwszy lot jest przewidziany na czerwiec 1971 r., a świadectwo zdatności na wrzesień 1972 r. Do 1980 r. firma spodziewa się sprzedać 5000 śmigłowców.

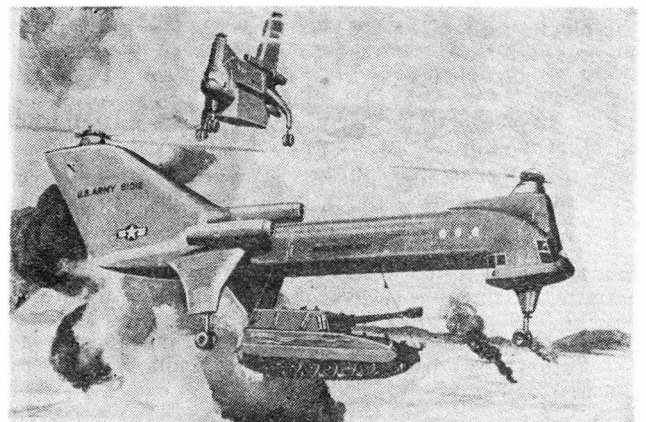
Pozostałe dane śmigłowca: średnica wirnika 1,20 m; długość kadłuba 12,80 m; wysokość 3,15 m; ciężar startowy 2720 kG; pułap bez wpływu ziemi 2740 m przy ciężarze startowym 2720 kG i 4330 m przy ciężarze

Projekt ciężkiego śmigłowca Boeing Vertol

W Vertol Division firmy Boeing zaprojektowano ciężki śmigłowiec z wirnikami w układzie tandem, o udźwigu ok. 26 T, napędzany trzema silnikami o mocy ok. 5000 KM. Według specjalistów z wytwórni Vertol układ wirników tandem w przypadku ciężkiego śmigłowca zmniejsza do minimum trudności przy rozwoju takich zespołów, jak wirniki, piasty wirników, układy transmisyjne i układy sterujące. Poza tym układ tandem daje znaczne oszczędności na ciężarze i wymiarach w porównaniu z innymi układami wirników śmigłowców o tym samym ciężarze całkowitym i zainstalowanej mocy. Warto tu przypomnieć, że układ tandem ma również najnowszy radziecki śmigłowiec Mi-12 o udźwigu 40 T, napędzany czterema silnikami D-25 o mocy 6500 KM.

Rysunek przedstawia śmigłowiec Boeing Vertol transportujący 155-mm haubicę samobieżną.

W. K.

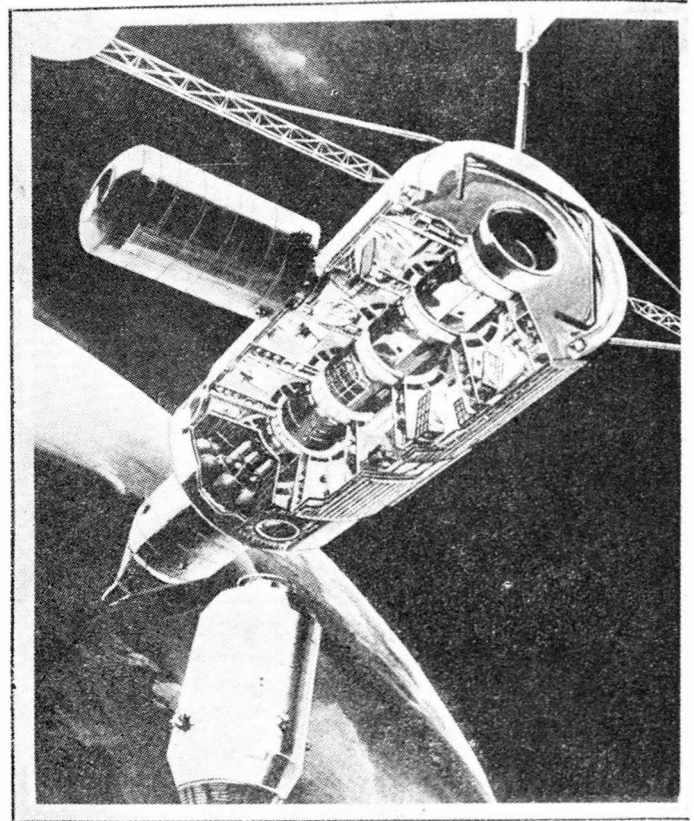


Jeszcze na temat stacji orbitalnych

Wystrzelenie pierwszej amerykańskiej stacji orbitalnej „Orbital Workshop” składającej się z pustego stopnia S-4B zostało zaplanowane na 1972 r. Cała stacja ma być całkowicie wyposażona na Ziemi i razem z teleskopem do obserwacji astronomicznych umieszczona na wysokości 350 km przy użyciu dwóch pierwszych stopni rakiety „Saturn”5. Wcześniejsze plany przewidywały oddzielny start samej stacji i zespołu teleskopu, przy czym miały być do tego celu wykorzystane dwie rakie ty „Saturn”1B. Obie części miały się połączyć na orbicie w sposób całkowicie automatyczny, bez potrzeby wykonywania dodatkowych zabiegów montażowych.

Według nowych planów start stacji odbędzie się bez załogi. Dopiero w kilka dni później wystrzelony zostanie za pomocą rakiety „Saturn”1B statek „Apollo” z trzema astronautami, który na orbicie połączy się ze stacją. Astronau ci będą przebywać w stacji przez 28 dni wykonując różne zadania. Później ten okres zostanie przedłużony do 56 dni. Jako pomieszczenie mieszkalne i do pracy będzie służyć astronautom pusty zbiornik wodoru stopnia S-4B o objętości 283 m³. Zespół teleskopu będzie zamontowany w przedniej części stacji.

Firma McDonnell Douglas otrzymała od NASA zamówienie na zaprojektowanie 12-miejscowej stacji orbitalnej, która w przypadku realizacji zamierzenia służyłaby od 1975 r. do przeprowadzania naukowych i technicznych prac badawczych. Okres działania stacji wy-



niósłby 10 lat. Rysunek przedstawia stację z przycumowanym do niej statkiem zaopatrzeniowym. Drugi statek rozpoczyna manewr cumowania.

W. K.

Perspektywa lądowania ludzi na Marsie

Pomyślne zakończenie wyprawy „Apollo”11 i spektakularne zdjęcia Marsa przekazane przez sondy „Mariner”6 i „Mariner”7 przyczyniły się do podjęcia decyzji przygotowania załogowego lotu na Marsa. Dyrektor NASA, Thomas O. Paine, wywiera na prezydenta Nixona nacisk, aby lot ten mógł rozpocząć się w 1981 r. Termin ten jest jednak uzależniony w dużym stopniu od pomyślnego zrealizowania związanych z lotem ludzi na Marsa przedsięwzięć kosmicznych, jak budowa ziemskich stacji orbitalnych, zorganizowanie między nimi a Ziemią komunikacji wahadłowej, bezzałogowe loty orbitalne wokół Marsa w 1971 r. i bezzałogowe lądowanie na tej planecie w 1973 r. oraz rozwój raketowego silnika atomowego „Nerva”. Można powiedzieć, że już obecnie zrobiono pewne kroki w kierunku lądowania ludzi na Marsie. Należy do nich zaliczyć wykonanie fotografii Marsa przez sondę „Mariner”4, a następnie przez sondy „Mariner” 6 i 7.

NASA domaga się na 1970 r. 53,3 milionów dol. na budowę pojazdów kosmicznych i 11,5 milionów dol. na zaplanowane na lata 1971 i 1973 bezzałogowe loty orbitalne wokół Marsa i bezzałogowe lądowanie na Marsie. Koszty realizacji lotów orbitalnych obu sond „Mariner” 8 i 9 szacuje się na 123 miliony dol., a programu „Viking”, mającego na celu wylądowanie dwóch pojazdów na Marsie — na 600 milionów dol.

Oczywiście, lot ludzi na Marsa wymaga jeszcze rozwiązania wielu problemów. Dwa lata byłyby potrzebne tylko na to, aby odpowiednio wyszkolić załogę, tak aby mogła ona odbyć kilkumiesięczną podróż w kierunku Marsa, przez trzy miesiące krążyć po orbicie planety, wylądować na niej, powrócić na orbitę i następnie odbyć podróż powrotną na Ziemię. Ocenia się, że koszty realizacji programu lądowania ludzi na Marsie nie przekroczyłyby kosztów programu „Apollo”, tj. 24 miliardów dol.

W. K.

Satelita techniczny ATS-5

Piąty z kolei satelita techniczny (Applications Technology Satellite) ATS-5, zbudowany dla NASA przez Hughes Aircraft Co. kosztem 65 milionów dol. i wystrzelony 12 sierpnia 1969 r. ma przeprowadzić w kosmosie 13 eksperymentów, tj. więcej niż wszystkie poprzednie satelity techniczne razem wzięte. Średnica satelity wynosi 1,5 m, a wysokość, mierzona od wylotu silnika szczytowego do końca anteny kołowej, 3, 4 m. W chwili oddzielenia się od rakiety nośnej satelita miał ciężar 861,8 kG. Silnik szczytowy umieścił satelitę na orbicie synchronicznej na wysokości 35 900 km. Rozpustarte wówczas zostały na kształt litery X pręty o długości boiska piłkarskiego, które mają posłużyć do zbadania możliwości stabilizacji satelitów na orbicie za pomocą grawitacji ziemskiej. Cztery cienkie, srebrzone, miedziane wysięgniki o długości 37,5 m również tworzą literę X, a dwa pręty o długości 13,7 m służą do tłumienia ruchów pionowych. Zainstalowana na pokładzie satelity kamera telewizyjna umożliwia obserwację miedzianych wysięgników w celu stwierdzenia ich odkształceń wskutek nagrzewania przez promienie słoneczne i chłodzenia przez wypromieniowywanie ciepła. Satelita jest zaopatrzone w opracowany przez firmę Hughes wzmacniacz przekąźnikowy fal długich, który stanowi jeden z elementów udoskonalonego systemu łączności radiowej dla celów lotniczych i nawigacji lotniczej przy użyciu satelitów. Pasmo fal długich jest dotychczas mało wykorzystane, w związku z czym postanowiono sprawdzić stopień niezawodności działania łączności w tym pasmie oraz dokładność określania pozycji samolotów i śledzenia ich tras. Podobne próby przeprowadzone za pomocą satelitów ATS-1 i ATS-3 w pasmie VHF wykazały, że dla celów lotniczych łączność za pośrednictwem satelitów jest pewniejsza niż zwykła łączność w pasmie wielkiej częstotliwości (satelity ATS-1 i ATS-3 odegrały poważną rolę w czasie wyprawy „Apollo” 11).

Do pozostałych zadań satelity ATS-5, które będą przeprowadzone w 1970 r., należą:

- wypróbowanie systemu „Resistojet”, który za pomocą dwóch dysz wytwarzających ciąg 0,023 G utrzymuje satelitę na przewidzianej pozycji;
- wypróbowanie silnika jonowego o ciężarze 4,5 kG i ciągu od 0,0023 G do 0,009 G, który ma być wykorzystany jako silnik pomocniczy do utrzymania pozycji satelity na kierunku wschodnim;
- wypróbowanie silnika na paliwo stałe, za pomocą którego można satelitę obracać. Paliwem jest sól z ro-

gów jelenich, która przy podgrzaniu zamienia się w gaz i uchodząc przez dysze wytwarza ciąg 0,000 000 17 G;

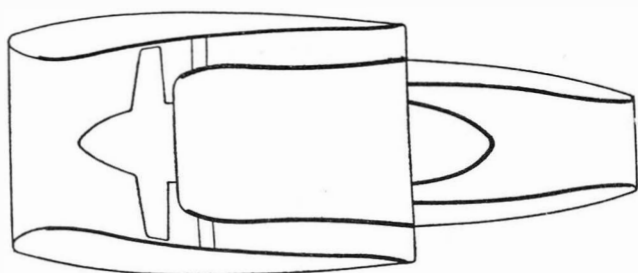
- przeprowadzenie eksperymentu z falami milimetroowymi, który będzie polegał na wysyłaniu i odbieraniu tego rodzaju fal.

ATS-5 jest ostatnim satelitą technicznym wystrzelonym w ramach programu, który zapoczątkowano w maju 1964 r. Głównym celem tego programu były zagadnienia łączności radiowej, nawigacji i prognoz meteorologicznych oraz zagadnienia tego typu, co stabilizacja pojazdów w przestrzeni i utrzymanie ich pozycji.

W. K.

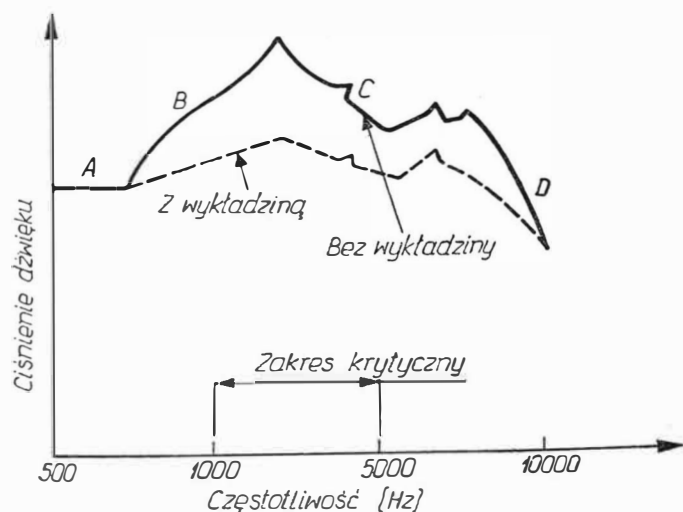
Wykładziny dźwiękochłonne w silniku RB211

Kanał wlotowy, kanał wentylatora i kanały za turbinami silnika Rolls-Royce RB211 — przeznaczone do autobusu powietrznego Lockheed L-1011 „Tristar” — zo-



1

stały wyłożone materiałem dźwiękochłonnym (patrz grube linie na szkicu) o łącznej powierzchni 18,5 m². Wprowadzie silnik został tak zaprojektowany, aby zmniejszyć do minimum natężenie hałasu u jego źródła (np. możliwość zmniejszenia prędkości obrotowej wentylatora przy podchodzeniu do lądowania), jednak zastosowanie wykładzin dodatkowo zmniejsza wypromieniowywanie na zewnątrz hałasu wytwarzanego przez



2

wentylator i turbiny. Na wykresie pokazano widmo hałasu silnika RB211 i wpływ jaki wywierają wykładziny, przy czym oznaczają: A — hałas gazów wylotowych, B — hałas wentylatora, C — podstawowe widmo silnika, D — hałas turbin.

W. K.

Nowe silniki UACL PT6A

W stadium rozwoju znajdują się dwa nowe turbinowe silniki śmigłowe firmy United Aircraft of Canada Ltd., PT6A-40 i PT6A-50. Oba silniki mają w warunkach startowych moc termodynamiczną 1178 KM (mocą termodynamiczną nazywa się moc, jaką silnik rozwija bez dodatkowych ograniczeń nałożonych na prędkość obrotową przez układ sterowania) przy jednostkowym zużyciu paliwa 0,243 kG/KMh, a w maksymalnych warunkach przelotowych — 1020 KM przy jednostkowym zużyciu paliwa 0,256 kG/KMh. W przypadku silnika PT6A-40 moc startowa jest ograniczona — przez ograniczenie prędkości obrotowej wytwarzni — do 860 KM, co zapewnia utrzymanie stałej mocy do temperatury otoczenia 46 °C, a maksymalna moc przelotowa — do 785 KM (stała moc do temperatury otoczenia 39 °C). Natomiast silnik PT6A-50 ma moc startową ograniczoną do 1050 KM, co pozwala na utrzymanie stałej mocy do temperatury otoczenia 24 °C, a maksymalną moc przelotową — do 885 KM (stała moc do temperatury otoczenia 26 °C). Silnik PT6A-40 ma większą prędkość obrotową śmigła wynoszącą 1700—2000 obr/min. w porównaniu do 990—1210 obr/min. w przypadku PT6A-50. Silniki będą stosowane do napędu 4-silnikowych samolotów pasażerskich już od 1971/1972 r.

W. K.

Nowa generacja silników tłokowych Lycoming

Firma Lycoming przystępuje do opracowania rodziny silników tłokowych nowej generacji, które charakteryzować się będą górnym rozrzędem (tzn. wałkiem rozrządnym umieszczonym w skrzynce głowic) i prędkością obrotową 4500 obr/min. Ponieważ z silnikami z górnym rozrzędem duże doświadczenie ma niemiecka firma Porsche, powierzono jej opracowanie głowic cylindrów, komór spalania i napędu zaworów nowych silników. Nowa rodzina silników będzie obejmować silniki 4-cylindrowe o mocy 280 KM, 6-cylindrowe o mocy 400 KM i 8-cylindrowe o mocy 550 KM. Moc z litra będzie wynosić 60 KM/l, a ciężar jednostkowy w przypadku silników 8-cylindrowych 0,4 kG/KM.

W. K.

Nowy szybkościomierz radarowy

Firma Kollsman Motor Corp. (Dublin, Pensylwania) oferuje nowy typ wysokościomierza radarowego, który pierwotnie przeznaczony był do samolotów rozpoznawczych. Przyrząd pracuje w połączeniu z dwukanałowym układem serwo, który przedstawia wysokość albo za pośrednictwem zwykłego wskaźnika strzałkowego albo — dwuzakresowego wskaźnika cyfrowego. Zakres wskaźnika wynosi od 0 do 30 000 m, dokładność — ok. 1,5 m.

W. K.

Radiostacja pokładowa na obwodach scalonych

Japońska firma Mitsubishi Electric Corp. wyprodukowała pokładowe urządzenie nadawczo-odbiorcze wykonane całkowicie na obwodach scalonych. Zakres częstotliwości radiostacji wynosi od 118 MHz do 135,95 MHz przy odstępnie między kanałami 50 kHz lub 100 kHz. Jest ona zasilana prądem stałym o napięciu 27 V lub 13,5 V. Moc na wyjściu przy nadawaniu wynosi 10 W, maks. wysokość pracy 10 000 m, zakres temperatur pracy od -40°C do $+55^{\circ}\text{C}$, wymiary $343 \times 159 \times 82$ mm, ciężar 4,7 kG. Ponieważ urządzenie jest przewidziane do zabudowy na tablicy pokładowej samolotu, na jego ścianie czołowej umieszczono gałki regulacyjne.

W. K.

Nadajnik ratunkowy

Firma Honeywell Communications Center (St. Petersburg, Floryda) otrzymała od US Naval Air Systems Command zamówienie w wysokości 640 000 dol. na opracowanie nadajnika ratunkowego, który ma umożliwić samolotom poszukiwawczym, wyposażonym w urządzenie TACAN, określanie pozycji pilotów zestrzelonych samolotów z dokładnością do 200 m. Przyrząd ten, noszący oznaczenie AN/PRC-95, ma być zasilany przez baterię litową i ma być wyposażony w dwa kanały łącznościowe VHF i kanał do nadawania sygnału. Zasięg wszystkich trzech kanałów będzie wynosił 200 km na wysokości 6500 m. Urządzenie ma pracować w temperaturach od -30°C do $+53^{\circ}\text{C}$.

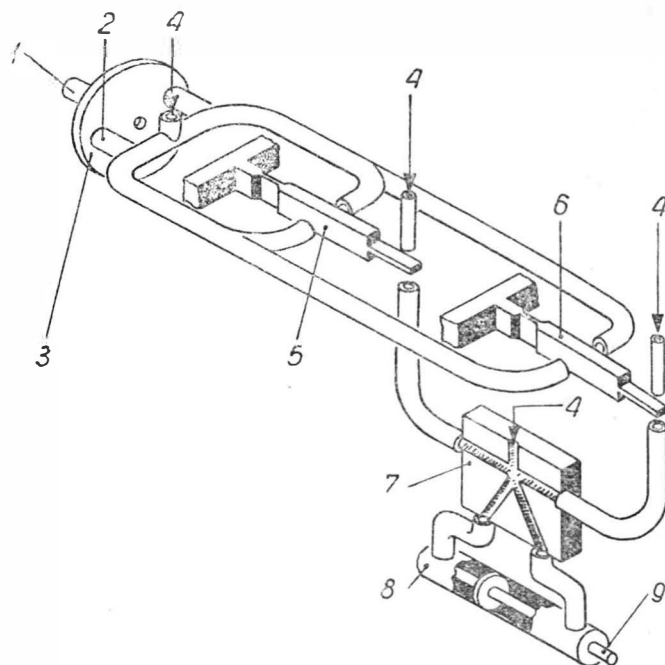
W. K.

Sterowanie strumieniowe z modulacją częstotliwości

Prace nad sterowaniem strumieniowym (angielska nazwa fluidics) zapoczątkowane zostały przed dziesięciu laty. Prace przebiegały w dwu kierunkach — cyfrowym i analogowym. Celem pierwszego było wytworzenie i przekazywanie sygnałów w układzie binarnym jako elementów sterowania. Celem drugiego było generowanie ciągłe funkcji zadanych. Zachowanie się strumienia pod wieloma względami przypomina prąd elektryczny, wobec czego rozwój konstrukcyjny elementów sterowania strumieniowego bazował na zasadach elektroniki prądu stałego, szczególnie w odniesieniu do sterowania analogowego. Niestety również w sterowaniu strumieniowym występują te same ograniczenia co i w elektronice prądów stałych. Są to trudności przekazywania i odtwarzania słabych sygnałów oraz skłonność do przejmowania różnego rodzaju zakłóceń.

Rozwiązaniem tych kłopotów okazało się przejście ze sterowania intensywnością sygnałów stałego ciśnienia na sterowanie częstotliwością impulsów ciśnienia (angielska nazwa a-c fluidics). Stwierdzono tu również pełną analogię z elektroniką prądów zmiennych, tak że nawet nazewnictwo przejęto z elektroniki, jak modulacja częstotliwości, przesunięcie fazowe itp. Istotne korzyści strumieniowego sterowania częstotliwości w stosunku do strumieniowego sterowania intensywnością ciśnienia to: szybsza reakcja, większa dokładność i mniejsza podatność na przyjmowanie zakłóceń.

Dziedziną zastosowań nowych układów będzie sterowanie i pomiary prędkości, temperatury i ciśnienia w warunkach wysokich temperatur, w których nadajniki innych typów nie mogą już pracować. Szczególną przydatność rokuje w sterowaniu lotniczych silników turbinowych i turbin parowych, a także pocisków sterowanych i rakiet.



Regulator prędkości obrotowej turbiny:

1 — wał turbiny, 2 — dysze, 3 — skośna tarcza, 4 — zasilanie, 5 — rezonator mniejszej częstotliwości, 6 — rezonator większej częstotliwości, 7 — rozdzielacz analogowy, 8 — cylinder podwójnego działania, 9 — cieżno przepustnicy

Przykładem zastosowania tego systemu sterowania jest pokazane na rysunku urządzenie do utrzymywania stałej prędkości obrotowej turbiny niezależnie od obciążenia. Sterownik ten wykorzystuje dwa graniczne rezonatory wyznaczające dopuszczalny zakres zmian prędkości obrotowej turbiny. Na końcu wirującego wału turbiny znajduje się przytwierdzona tarcza skośna, która powoduje sinusoidalne zmiany szczeliny w parze dysz umieszczonych w położeniu przesuniętym o 180° względem siebie. Zmiany szczelin wywołują pulsacje ciśnienia strumienia skierowanego na rezonator, powodując jego drgania. Rezonatory są tak dobrane, że częstotliwość własnych drgań jednego jest nieco mniejsza niż nominalna prędkość obrotowa turbiny, a drugiego nieco większa. Przy spadku prędkości obrotowej turbiny rezonator o mniejszej częstotliwości zaczyna silnie drgać i umożliwia dopływ powietrza, z oddzielnego źródła, do dyszy sterującej. Ciśnienie z dyszy sterującej doprowadzone jest do rozdzielacza analogowego, powodując skierowanie strumienia roboczego na jedną stronę cylindra podwójnego działania, zwiększenie otwarcia przepustnicy i wzrost prędkości obrotowej turbiny. Przy wzroście prędkości obrotowej powyżej określonej granicy zaczyna silnie drgać rezonator większej częstotliwości powodując zmniejszenie prędkości obrotowej turbiny.

Obecne prace naukowe zmierzają do zastosowania sterowania akustycznego, a nawet do przejścia na zakres częstotliwości 20 do 25 kHz, umożliwiając wyeliminowanie zakłóceń zewnętrznych zakresu słyszalnego. Sterowanie strumieniowe w tym zakresie częstotliwości wykazuje pełną analogię ze sterowaniem elektronicznym. Stan zaawansowania prac jest taki, że w chwili obecnej zbudowanie radioodbiornika „pneumatycznego” jest technicznie możliwe.

A. G.



Kontynuujemy biografię Profesora, rozpoczętą w zeszycie ubiegłego roku. Redakcja przeprasza za 2-miesięczną przerwę spowodowaną przyczynami od niej niezależnymi.

Odcinek 3

Gustaw Andrzej Mokrzycki

Jak to często bywa z ludźmi czynnymi i domagającymi się zmian, profesor Mokrzycki popadł w niełaskę oficjalnych czynników. W związku z tym — po odejściu z Instytutu Badań Technicznych Lotnictwa — ograniczył działalność uprawianą poza Politechniką.

Czynna, odkrywczą naturą profesora Mokrzyckiego nie umiała pogodzić się z dogmatami ówczesnej wiedzy lotniczej. Poszukując nowych dróg w konstrukcji samolotów zwrócił profesor uwagę na rozważania teoretyków i konstruktorów niemieckich, a przede wszystkim na prace Lippischa w zakresie teorii latającego skrzydła i rozpoczął studia w tym kierunku.

Wówczas to — w 1932 r. — skryształizowały się założenia do projektu bezogonowca.

Bezogonowiec miał być samolotem doświadczalnym, wykazującym, że samo skrzydło może być podłużnie stateczne, jeżeli środek ciężkości samolotu leży przed aerodynamicznym środkiem parcia.

Profesor Mokrzycki zawsze był przekonany o tym, że skrzydła latające mogą być budowane jako ekonomiczne samoloty, jednak muszą być odpowiednio wielkie. Przyszłość pokazała, że miał rację.

Pieniądzy na prototyp było mało, więc trzeba było zadowolić się niewielkim samolotem i pilota посадzić zamiast wewnątrz skrzydła w lekkiej kabinie na skrzydło*.

Pracę w zakresie obliczeń i konstrukcji bezogonowca wykonywały w Katedrze Mechaniki Lotu i Budowy Płatowców Politechniki Warszawskiej przez dwa lata dwie osoby: profesor Mokrzycki i spisujący te wspomnienia, jego asystent inż. W. Zaremba.

Niełatwa to była praca, bo i nowa pod względem aerodynamiki i nie spotykana w rozwiązaniach konstrukcyjnych.

Państwowe Zakłady Lotnicze w Warszawie dały swą firmę prototypowni oznaczonemu jako PZL 22, zakłady te podjęły się również budowy bezogonowca. Koszty przedsięwzięcia ponosiła Liga Obrony Powietrznej i Przeciwgazowej.

Lecz niechęć ówczesnych władz lotniczych do profesora Mokrzyckiego jeszcze raz sparaliżowała jego działalność i nieustanne dążenie do NOWEGO. Znalaziono kruczki formalne i — chociaż model PZL 22, badany w tunelu aerodynamicznym wykazywał doskonałą stateczność, zaś najlepsi piloci podejmowali się oblatywać eksperymentalny samolot — czynniki oficjalne nie dopuściły do prób bezogonowca.

Dla antagonistów profesora jego sukces byłby bardzo nie na rękę.

* Może warto tu podać kilka słów informacji o projekcie prof. Mokrzyckiego. Skrzydło bezogonowca było dwudźwigarowe, drewniane, kryte sklejką, kabina spawana z rurek stalowych, kryta płótnem. Cztery koła były zabudowane w podskrzydłowych wysięgnikach, przy czym tylne sterowane. Zastosowano silnik angielski, rzędowy, chłodzony powietrzem „Gipsy Major” III o mocy startowej 130 KM takim dysponowała LOPP. Śmigło drewniane, 2-łopatowe, wykonane w PZL. Fotografie samolotu oraz odtworzoną jego sylwetkę zamieścił inż. R. aKczkowski na str. 12, w Nr 9 „Skrzydlatej Polski” z 1963 r.

Jednak — jakbyśmy dziś powiedzieli — dążenie profesora Mokrzyckiego do postępu technicznego, jeszcze raz zatryumfowało nad porażką życiową. Więc przyjmuje profesor zaproszenie do współpracy skierowane do niego przez Wojskowy Instytut Uzbrojenia.

Dyrektor Instytutu, wychowanek Politechniki Warszawskiej płk. Witkowski, oddysponował kilka osób z personelu wojskowego na poligonie w Rembertowie i profesor Mokrzycki zaczął kłaść podwaliny pod nową dziedzinę wiedzy: loty raketowe.

Podczas przerw w ogłuszającej kanonadzie dział rozmaitego kalibru zespół profesora przeprowadza doświadczalne strzelania skrzydlatych modeli z napędem raketowym.

Trudności polegały na zbudowaniu prymitywnego autopilota. Pocisk ze skrzydłami musiał w krótkim czasie nabrać wysokość wznosząc się stromo, a potem zmienić kąt lotu, aby zapewnić jak największy zasięg. Początkowo nie udawało się to, model tracił prędkość u szczytu toru i spadał na ziemię. Opracowanie sprzężniki przedstawiającej ster poziomy do potrzebnego wychylenia kosztowało profesora dużo czasu i trudu. Zastosowane zostały mechanizmy czasowe lub spłonki czasowe.

Oficjalni balistycy nie wierzyli w pociski innego rodzaju niż pociski armatnie, nie miał więc profesor Mokrzycki nigdy potrzebnego poparcia ani w pieniądzu ani w ludziach, aby dotychczasową „zabawę” zmienić w poważniejsze eksperymentowanie.

Na poligonie w Rembertowie przeprowadzał również profesor próby z pociskami balistycznymi napędzanymi silnikami raketowymi. Pracę zaczął z silnikami na paliwo stałe w postaci silnie sprasowanego (1) w celu powolniejszego spalania prochu. Często wszystko szło pomyślnie, lecz jeżeli sprasowana masa prochu miała choć wążutkie pęknięcie — rakietka eksplodowała. Na szczęście Rembertów posiadał silne betonowe schrony i one ratowały życie profesora i jego zespołu. Aby zapobiec pękaniu ładunku zaczęto proch mieszać z olejem w „masło” spalinowe. To „masło” pracowało bardzo dobrze i nigdy nie wybuchło. Stosując ową substancję i prymitywną stabilizację pocisku, ekipa profesora doszła do tego, że pociski armatnie 75 mm działa polowego mogła wyrzucać na odległość kilku kilometrów. Choć celność ich nie była tak dobra jak pocisków wystrzeliwanych z dział, jednak rozrzut nie był duży. Jest rzeczą pewną, że takie rakietki mogły mieć zastosowanie wojskowe w tych przypadkach, gdy duża celność nie jest potrzebna. Natomiast prostota i taniość wyrzutni mogłaby zamienić każdego piechura w artylerzystę. Oczywiście, na tle nowoczesnych osiągnięć w dziedzinie pocisków raketowych te początkowe próby nie wyglądają imponująco. Lecz w tamtych czasach była to działalność pionierska, gdyż lepszych rozwiązań nie było na świecie i nikt nie wiedział jak takie pociski budować.

Wacław Zaremba

odn.

WIADOMOŚCI Z TERENU

MYŚL WYNAŁAZCZA w WSK MIELEC w 25-leciu POLSKI LUDOWEJ

Ostatnio Mielec był miejscem spotkania działaczy ruchu wynalazczego, którzy przybyli na konferencję pt. „Myśl wynalazcza w WSK Mielec w 25-leciu Polski Ludowej”. Konferencję zorganizował Dział Ochrony Patentowej przy współudziale Działu Wynalazczości, Klubu Techniki i Racjonalizacji oraz Koła Zakładowego SIMP przy WSK w Mielcu. Na mielecką uroczystość przybyli m.in. wiceprezes PAN, prof. dr inż. W. Nowacki, dyrektor Departamentu Techniki MPM, mgr inż. W. Sitkiewicz, naczelnik Departamentu Techniki MPM, mgr inż. W. Bajda, p.o. prezesa Urzędu Patentowego PRL mgr inż. T. Jarno, kierownik Katedry Odlewnictwa Politechniki Warszawskiej, prof. dr inż. M. Skarbiński, dyrektor Biura Wynalazków i Wzorów, I sekretarz POP Urzędu Patentowego PRL, mgr inż. K. Dobrakowski i członek KC PZPR M. Bednarczyk. Goście przybyli z Warszawy zakładowym samolotem An-2, po czym po spotkaniu z aktywnym administracyjnym i społeczno-politycznym przedsiębiorstwem, wzięli udział w konferencji. Obrady otworzył z-ca dyrektora przedsiębiorstwa d.s. technicznych, główny inżynier WSK Mielec, mgr inż. Z. Tkaczyk, następnie zabierali głos: kierownik Klubu Techniki i Racjonalizacji S. Ossoliński, kierownik Działu Wynalazczości, A. Zydroń, rzecznik patentowy, inż. S. Zalewski, kierownik Ośrodka Organizacji, mgr inż. K. Królikowski oraz przewodniczący Koła Zakładowego SIMP, mgr inż. S. Książek. Wygłoszone referaty omawiały osiągnięcia, niadostatki i złożoną problematykę prawnospołeczną ruchu wynalazczego i stowarzyszeniowego. Mówcy podkreślali, że poparcie, udzielane racjonalizatorom i wynalazcom przez dyrekcję WSK Mielec oraz przez koło SIMP, przyczyniło się

do ożywienia pracy KTiR. Od uruchomienia zakładu po wyzwoleniu do końca 1968 roku zgłoszono ogółem 16 220 projektów wynalazczych, spośród których zrealizowano 6936, uzyskując ponad 85,6 mln złotych oszczędności, oszczędzając przy tym 1 786 122 roboczogodzin, 406 597 kG stali i 362 505 kG metali kolorowych. W tym okresie twórcom wypłacono 5 604 484 zł za ich prace.

Ruch wynalazczy w WSK Mielec rozpoczął się w 1946 r. w którym utworzono stanowisko komisarza oszczędnościowego. Od sierpnia 1949 r. tworzą się załóżki zorganizowanego na większą skalę ruchu wynalazczego pod opieką Referatu Wynalazczości. Przekształcił się on później w Komórkę Wynalazczości, następnie w Dział Inżyniera Wynalazczości, obecnie nazywa się Działem Wynalazczości. W ciągu 25-lecia WSK Mielec stała się właścicielem 10 patentów i 2 świadectw ochronnych. Na żaden z wynalazków jednak nie uzyskano ochrony patentowej za granicą. Zorganizowano szkolenie w zakresie problematyki ochrony patentowej dla 42 pracowników przedsiębiorstwa.

Omówiono ściśle powiązanie wprowadzonego przez Ośrodek Organizacji systemu kompleksowego sterowania jakością produkcji z ruchem wynalazczym. Podkreślono rolę SIMPU w rozwijaniu nowoczesnej techniki i popularyzacji polskiej myśli technicznej oraz w doskonaleniu kadry technicznej.

Zakładowe Koło SIMP, istniejące w Mielcu od 1946 r. początkowo jako Koło Terenowe, skupia obecnie 377 członków w 10 sekcjach naukowo-technicznych, wśród których działa również Sekcja Lotnicza. Dzięki atrakcyjnym formom pracy liczba członków SIMP szybko wzrasta.

Do największych osiągnięć Koła można zaliczyć inicjatywę i współudział w zorganizowaniu w Mielcu Studium Magisterskiego Politechniki Krakowskiej, w którym dyplomy magistra inżyniera mechanika uzyskały 23 osoby oraz utworzenie Punktu Konsultacyjnego Politechniki Krakowskiej, w którym dotychczas dyplomy inżyniera mechanika w 4 specjalnościach uzyskało 144 pracowników przedsiębiorstwa, a obecnie studiuje dalszych 230 osób. Z inicjatywy koła SIMP uregulowane zostało zagadnienie przydzielania tematyki prac dyplomowych, wykonywanych na potrzeby wytwórni. Opracowano również zasady organizacji Zakładowego Ośrodka Informacji Techniczno-Ekonomicznej. Koło jest inicjatorem wielu konkursów oraz wykonawcą wielu poważnych analiz opracowywanych w czynach społecznych. Rocznie organizuje się również około 50 odczytów, z udziałem około 2000 słuchaczy. Wspólnie z Klubem Techniki i Racjonalizacji wyświetla około 250 krótkometrażowych filmów technicznych, które ogląda ok. 5800 pracowników przedsiębiorstwa.

W dalszej części konferencji zebrani wysłuchali ciekawych wystąpień gości, spośród których p.o. prezesa Urzędu Patentowego PRL mgr inż. T. Jarno podkreślił wpływ rozwoju wynalazczości i ochrony patentowej na atrakcyjność eksportu oraz przypomniał, że zakup licencji powinien stanowić etap przejściowy i punkt wyjścia do prowadzenia własnych prac konstrukcyjnych i rozwojowych.

Prof. dr inż. W. Nowacki przypomniał pierwsze lata przy wytyczeniu terenu i budowie dawnego PZL WP-2 w Mielcu, w czym brał osobiście udział w okresie od września 1937 r. do wybuchu II Wojny Światowej. Budowa przebiegała bardzo szybko mimo wielkich trudności, jakie sprawiał podmokły grunt. W dużej mierze przyczyniły się do tego usprawnienia wprowadzone przez polskich inżynierów i techników przy szalowaniu i betonowaniu hali głównej.

Prof. dr inż. M. Skarbiński podzielił się wspomnieniami z lat 1937–39, kiedy jako pierwszy dyrektor techniczny Wytwórni kierował uruchamianiem w Mielcu produkcji samolotów bombowych P-37 „Łoś”. Podkreślił on duże zaangażowanie i zapał załogi, co przyczyniło się do bardzo sprawnego rozruchu Zakładu i szybkiego opanowania produkcji. Obaj pionierzy pierwszych lat mieleckiego przemysłu lotniczego życzyli załodze WSK osobistych sukcesów w pracy oraz, aby osiągnięcia ruchu wynalazczego przyczyniły się do szybkiego rozwoju gospodarczego kraju.

Następnie kierownik Działu Ochrony Patentowej, inż. Z. Szczeciński przedstawił program działania na najbliższą przyszłość, po czym nastąpiło wręczenie odznak, dyplomów i świadectw autorskich na wynalazki. Z rąk dyrektora przedsiębiorstwa mgr T. Ryczaja i I sekretarza KZ PZPR tow. J. Basztury dostojnie goście otrzymali honorowe odznaki WSK Mielec, po czym zapoznali się z ekspozycją najciekawszych pomysłów racjonalizatorskich i wynalazków pracowników zgromadzonych w sali konferencyjnej.

Po południu odbyło się zwiedzanie Zakładu, w czasie którego goście zapoznali się z asortymentem produkcji i jej organizacją. Wieczorem, po koleżeńskim obiedzie, zorganizowanym przez dyrekcję WSK Mielec w kawiarni Hali Sportowej Klubu „Stal Mielec”, nastąpił odjazd do Warszawy.

Stanisław Orczykowski

Za stołem prezydyjnym siedzą od lewej: w pierwszym rzędzie — mgr inż. Władysław Sitkiewicz, prof. dr inż. Witold Nowacki, prof. dr inż. Michał Skarbiński; w drugim rzędzie — mgr inż. Władysław Bajda, mgr inż. Zdzisław Tkaczyk, przewodniczący Rady Robotniczej WSK Mielec, Tertulian Świech

foto. W. Parkosz



Z KRAJOWEJ NARADY AKTYWU SZKOLENIOWEGO SIMP w LUBLINIE

W Domu Technika w Lublinie odbyła się Krajowa Narada Aktywu Szkoleniowego SIMP. Organizatorzy, Zarząd Główny SIMP oraz Zarząd Oddziału w Lublinie, bardzo starannie przygotowali ciekawy i urozmaicony program narady. Dominowały problemy związane z unowocześnianiem procesu dydaktycznego w szkoleniu zawodowym, wprowadzaniem nowych technik i metod rozwijania myślenia w działaniu, wreszcie problemy związane z powszechnym wprowadzaniem zajęć przy użyciu środków audiowizualnych.

Naradę zagal prowadził Zarząd Oddziału SIMP w Lublinie dyrektor techniczny FSC kol. inż. A. Galas. W pierwszym dniu przewodniczył obradom Sekretarz Generalny Zarządu Głównego SIMP, inż. R. Gdulewski oraz inż. A. Galas.

Referat szkoleniowy wygłosił prof. M. Godlewski. Wytyczne do planu działalności szkoleniowej SIMP na rok 1970 omówił Sekretarz Generalny NOT d.s. szkolenia mgr inż. J. Legat.

Występujący w dyskusji przedstawiciele ośrodków szkoleniowych, kół zakładowych i uczelni poruszali aktualne zagadnienia związane z podnoszeniem kwalifikacji zawodowych załóg zakładów przemysłowych i analizowali rolę Stowarzyszenia w realizacji tych zamierzeń w świetle uchwał II Plenum KCPZPR. Omawiano potrzebę wyposażenia ośrodków wojewódzkich SIMP w nowoczesny sprzęt do pracy szkoleniowej, potrzebę udzielania pomocy finansowej kołom SIMP w zakresie prowadzenia kursów języków obcych oraz zapoznawania kadry instruktorskiej z programami prowadzonego szkolenia w wybranych kierunkach specjalistycznych.

W drugim dniu narady zwiedzono Zakłady Azotowe w Puławach zaś w trzecim — uczestnicy narady zgodnie z zainteresowaniami, zwiedzili Fabrykę Samochodów Ciężarowych w Lublinie i wydziały produkcji motocykli w WSK Świdnik.

W Świdniku, dyrektor wytwórni mgr inż. Janik, witając przybyłych zapoznał ich z biografią WSK, profilem produkcyjnym i perspektywami rozwoju. Nawiązując do aktualnej sytuacji opracowywania planów na 1970 r. i planu pięcioletniego podkreślił on udział w tej pracy kolegów z koła zakładowego SIMP oraz ich aktywny stosunek do prac organizacyjnych i społecznych, szczególnie w zakresie szkolenia załóg.

Informację o działalności koła SIMP przy WSK przekazał sekretarz koła, kol. inż. A. Hadrawa, podkreślając osiągnięcia w zakresie uruchamiania w produkcji nowych technologii a także w procesie podnoszenia kwalifikacji pracowników.

Dowodem tej działalności jest uzyskanie przez grupę technologiczno-konstrukcyj-

ną działu TT wyróżnienia w konkursie wojewódzkim NOT za pracę pt. „Klejnie metali w autoklawie”. Dalsze opracowania to wprowadzenie metody kulowania powierzchni dźwigarów łopaty wirnika śmigłowca, wprowadzenie laminatów do części konstrukcji śmigłowca, wprowadzenie kucia precyzyjnego łopatek turbinowych silnika śmigłowcowego, kucia stopów tytanu oraz obróbki plastycznej blach tego samego stopu i innych.

Z zakresu szkolenia dużym osiągnięciem którym wyróżniło się koło SIMP przy WSK spośród wszystkich kół województwa było zorganizowanie dwu kursów studiów magisterskich. Pierwszy kurs, technologii ogólnej z punktem konsultacyjnym w WSK Świdnik, organizowany był przez Politechnikę Krakowską. Drugi to kurs pedagogiki dla inżynierów zorganizowany przy katedrze pedagogiki UMCS w Lublinie. Z kolei zgodnie z programem — odbył się odczyt inż. St. Pasko na temat „Wdrażania sterowania programowego obrabiarek w WSK”. W referacie, ilustrowanym wykresami i planszami, prelegent zapoznał zebranych z podstawami numerycznego sterowania, rodzajami układów sterujących w OSN, z programowaniem obrabiarek sterowanych numerycznie, ze szczególnym uwzględnieniem eksploatowanej w WSK frezarki pionowej z układem sterowania w systemie SPF-100. Kol. Pasko, który ostatnio przebywał na specjalnym stypendium w Anglii, gdzie przez okres pół roku studiował na uniwersytecie Aston w Birmingham, naświetlił także ogólne tendencje jakie obecnie istnieją w światowej technice w tej nowej dla nas dziedzinie obrabiarek.

Z okazji pobytu w WSK z-cy Generalnego Sekretarza SIMP d.s. szkolenia mgr inż. K. Wawrzyniaka, przeprowadzono rozmowę na temat dalszego ukierunkowania pracy koła w dostosowaniu do aktualnych potrzeb przedsiębiorstwa. Spotkanie prof. dra T. Sawickiego z mgrem inż. Janikiem zostało wykorzystane do nawiązania kontaktu zakładu z Katedrą Metrologii Energetycznej Politechniki Warszawskiej.

W drodze powrotnej do Lublina uczestnicy wycieczki do WSK zwiedzili nowo odsłonięty pomnik męczenników Majdanka i minutą milczenia oddali cześć prochom ofiar złożonym w mauzoleum na Majdanku. Tym akcentem pełnym powagi zakończono trzydniowy program narady lubelskiej.

Wnioski końcowe z narady są jednoznaczne.

Celem Stowarzyszenia jest m.in. dalsze kształcenie osobowości członków SIMP zaangażowanych w pracy zawodowej i społecznej.

W jakim stopniu oddział lubelski realizuje te zadania może służyć przykład or-

ganizacji ostatniej narady, w której wzięli udział dyrektorzy największych zakładów pracy lubelszczyzny: FSC i WSK. Dyrektor Krupa, ceniony organizator produkcji, czynny był w prezydium narady w pierwszym dniu jej trwania, dyr. W. Janik, specjalista od produkcji lotniczej i działacz społeczny, towarzyszył obradom w dniu ostatnim. Główny inżynier FSC A. Galas pozostawał do dyspozycji kolegów organizatorów z Zarządu Głównego SIMP przez cały okres trwania narady. W obydwu zakładach przygotowane zespoły członków SIMP otoczyły opieką przybyłych kolegów zapoznając ich szczegółowo z produkcją, urządzeniami i organizacją pracy.

Udział w naradzie wzięli przedstawiciele kół zakładowych wszystkich ważniejszych zakładów i uczelni.

Wreszcie postawa naszego kierownika szkolenia, inż. W. Żółkowskiego oraz kol. U. Żółkowskiej, ich zaangażowanie się i oddanie sprawom narady może świadczyć, że prawidłowo zrozumiano w Lublinie apel Prezydium Zarządu Głównego SIMP z dnia 29 maja 69 r. w sprawie programu działania Stowarzyszenia przy realizacji uchwał II Plenum.

SPORT LOTNICZY w WSK ŚWIDNIK

Z okazji obchodów jubileuszu PRL i 50-lecia sportowego lotnictwa w Polsce dokonano podsumowania pracy Aeroklubu Robotniczego w Świdniku eksponując w budynku administracyjnym zakładu plansze ilustrujące dorobek pracy cywilnego ośrodka lotniczego przy WSK:

- 4 tytuły mistrzów sportu spadochronowego,
- dwa rekordy krajowe i międzynarodowe w spadochroniarstwie,
- międzynarodowy rekord wysokości lotu na śmigłowcu SM-1
- tytuł mistrza sportu śmigłowcowego,
- 4 tytuły mistrzów Polski w modelarstwie,
- 6 tytułów samolotowych mistrzów Polski,
- 7 tytułów samolotowych wicemistrzów Polski,
- 4-krotny udział w Samolotowych Mistrzostwach Świata w akrobacji.

Tytuł mistrza i zasłużonego mistrza sportu samolotowego — zamyka ten bilans osiągnięć.

Szybownicy poszczycić się mogą:

- 60 odznakami srebrnymi
- 25 odznakami złotymi
- 3 odznakami z trzema diamentami
- 3 tytułami mistrzów Polski

W końcu lata 1969 r. zorganizowano w Świdniku IX Zawody Samolotowe Aeroklubu Robotniczego, w którym startowało 20 pilotów. Zawody obejmowały dwie konkurencje nawigacyjne, konkurencję lądowania, konkurencję akrobacji oraz ostatnią — strącanie baloników.

Pierwsza konkurencja nawigacyjna polegała na utrzymaniu określonej prędkości i wysokości lotu w granicach wyznaczonej tolerancji. Drugą konkurencją, to lot na tzw. „regularność” po odcinkach prostych i łukach na k.d.g. (kąć drogi geograficznej). Konkurencja akrobacyjna obejmowała 14 figur obowiązujących, powiązanych ze sobą, wśród których wiele figur wymagało dużego mistrzostwa i umiejętności pilotażu akrobacyjnego. Kierownikiem zawodów był zasłużony pilot, wiceprezes Aeroklubu, Stanisław Kasperek. Stronę techniczną zawodów zabezpieczał K. Dyrła, szef techniczny Aeroklubu. Dyżurnym zawodowa lotniska był T. Rybacki. Na trasie w punktach kontrolnych oraz na lotnisku czynni byli jako komisarze sportowi zawodów miłośnicy sportu lotniczego, członkowie załóg WSK, wśród nich także członkowie SIMP.

Oto lista zawodników, którzy zdobyli pierwsze miejsca:

- I R. Kasperek
- łączna liczba punktów 2262
- II Z. Skrzypek
- łączna liczba punktów 1898
- III W. Jaworski
- łączna liczba punktów 1872

Zawody — a właściwie dwie ich konkurencje — stanowiły eliminację do całorocznych zawodów samolotowych, które z kolei są eliminacją do mistrzostw Polski.

Korespondent WSK Świdnik
Adam Hadrawa



«KRONIKA»

▼ Kilkunastu dziennikarzy, członków Klubu Publicystów Lotniczych SDP odznaczonych zostało medalami „Za zasługi dla obronności kraju”. Medale podczas uroczystości w siedzibie Aeroklubu PRL w Warszawie wręczył zastępca dowódcy Wojsk Lotniczych — gen. bryg. M. Zieliński.

Brazowe medale otrzymali m.in. red. A. Koźmiński z „Expressu Wieczornego” i red. A. Macko z „Kulis”. Doroczną nagrodę Klubu Publicystów Lotniczych SDP „Pióro Ikara” otrzymali: T. Malinowski („Skrzydłata Polska”) i A. Macko („Kulis”). Aeroklub PRL przyznał „Medale 50-lecia lotnictwa sportowego” Zarządowi Głównemu Stowarzyszenia Dziennikarzy Polskich i redakcjom: „Wirazę”, „Skrzydłata Polska” i „Express Wieczorny”.

▼ Na zaproszenie ministra lotnictwa cywilnego ZSRR marszałka E. Łoginowa przebywała w Zw. Radzieckim delegacja naczelnych władz polskiego lotnictwa cywilnego z dyrektorem Centralnego Zarządu Lotnictwa Cywilnego Min. Komunikacji mgr M. Kowieskim.

Delegacja zapoznała się z organizacją i zasadami zarządzania lotnictwem cywilnym, systemem zabezpieczenia ruchu lotniczego, stanem wyposażenia technicznego lotnisk i naziemnej bazy obsługi samolotów.

Wymieniono również poglądy na temat dalszych kierunków rozwoju transportu lotniczego i doskonalenia wyposażenia technicznego służb naziemnych lotnictwa cywilnego.

▼ WSK w Mielcu zwiędzała delegacja ekonomistów-planistów ze Zw. Radzieckiego. Goście wzięli udział w spotkaniu z Wł. Kruczkim, I sekretarzem KW. W spotkaniu uczestniczyli również minister przemysłu ciężkiego F. Kaim oraz dyrektor Zjednoczenia Przemysłu Lotniczego i Silnikowego W. August.

▼ Ostatnio w sali Filharmonii Narodowej w Warszawie, odbył się jubileusz 20-lecia Wydawnictw Komunikacji i Łączności. Uroczystości zaszczylił swą obecnością wiceministrowie: Kultury i Sztuki, Komunikacji i Łączności oraz przedstawiciele PLL „Lot”.

▼ Wydawnictwa Komunikacji i Łączności, zasłużone w szerzeniu i popularyzacji wiedzy lotniczej — z okazji swego jubileuszu — zorganizowały wystawę w Klubie MPiK w Warszawie. Z ogromnego dorobku edytorskiego, wyrażającego się wydaniem 2399 tytułów książek i podręczników, zaprezentowano 455 książek i 20 czasopism (wśród nich pożytny tygodnik „Skrzydłata Polska”).

▼ Z wystawy 40-lecia Polskich Linii Lotniczych „Lot” (zorganizowanej w Muzeum Techniki w Warszawie) dowiedzieliśmy się, że przedsiębiorstwo to utrzymuje swe biura w 23 miastach za granicą.

A mianowicie: w Amsterdamie, Atenach, Belgradzie, Berlinie, Bejrucie, Brukseli,

Budapeszcie, Bukareszcie, Frankfurtach, Helsinkach, Kairze, Kopenhadze, Londynie, Mediolanie, Moskwie, Nowym Jorku, Paryżu, Pradze, Rzymie, Sztokholmie, Sofii, Wiedniu i Zurichu.

▼ Z okazji 12 rocznicy podboju Kosmosu Polskie Towarzystwo Miłośników Astronomii wspólnie z Wydziałem Kultury i Oświaty zorganizowało w Grudziądzu „Dni Astronomii i Astronautyki”. W domu kultury otwarta została wystawa pod nazwą: „Człowiek na Księżycu”, zaś w ogrodzie zainstalowane zostały lunety, przez które można było oglądać niebo. Odbyło się również seminarium astronomiczne dla młodzieży.

▼ Polscy naukowcy przygotowują się do eksperymentów satelitarnych, które będą podjęte przy użyciu satelitów radzieckich — w Instytucie Astronomicznym Uniwersytetu Wrocławskiego skonstruowano spektroheliograf rentgenowski, służący do fotografowania Słońca — na Uniwersytecie Toruńskim budowana jest specjalna aparatura do radiospektroheliografii.

▼ Beskidzka grupa GOPR, przy współpracy z lotnictwem sanitarnym w Katowicach, wytyczyła 12 ułamków śmigłowcowych w Beskidach — m.in. na Hali Jaworzynie, na Leskoczu oraz na Hali Miżowej na Pilsku. Ponadto śmigłowce będą mogły lądować w Szczyrku i w Szczyrku Górnym, w Zwardoniu i Wiśle.

▼ Nie została dotąd rozstrzygnięta sprawa budowy lotniska w Jeleniej Górze i w rejonie Kłodzka. Aczkolwiek jest to problem do realizacji w dość odległym czasie Jelenia Góra już obecnie oczekuje decyzji z uwagi na planowaną rozbudowę miasta.

▼ Lotnictwo cywilne zleciło Biuru Studiów i Projektów Konstrukcji Stalowych „Mostostal” w Warszawie opracowanie projektu powiększenia dwóch hangarów na lotnisku Okęcie. Powiększenie hangarów polegać będzie głównie na podniesieniu dachów o kilka metrów, ale bez ich rozmontowywania.

▼ W przeddzień 30 rocznicy powstania Królewskich Holenderskich Linii Lotniczych KLM, przedstawiciele tego towarzystwa złożyli wieniec pod Pomnikiem Lotnika w Warszawie u zbiegu ulicy Wawelskiej i Alei Zwirki i Wigury. Przypominamy, że przed kilkoma miesiącami jednemu z samolotów KLM typu DC-9 nadano imię „Warszawa”.

▼ Stosując się do zaleceń XVIII Kongresu Astronautycznego, (który obradował w 1967 r. w Belgradzie). Śląski oddział Polskiego Towarzystwa Astronautycznego zorganizował lekcje z podstaw astronautyki w Technikum Ekonomicznym w Białymostku. Do programu jednej z klas Technikum wprowadzono lekcje z przedmiotu o nazwie „Elementy astronautyki”. Tematy lekcji: loty załogowe, loty na Księżyc i na najbliższe planety, budowa układu słonecznego, gwiazdy, historia astronautyki, budowa i zastosowanie instrumentów astronomicznych itp. „Elementy” są obowiązkowym przedmiotem nauczania, bez klasyfikowania ucznia na końcu roku szkolnego.

▲ Rząd holenderski wyraził zgodę na włączenie się wytwórni Fokker do budowy niemiecko-francuskiego autobusu powietrznego.

▲ Po raz pierwszy samolot pasażerski przeleciał Atlantyk pilotowany przez przelicznik. Był to samolot fińskich linii lotniczych typu DC-8. Rzecznik fińskich linii lotniczych oświadczył, że na samolocie tym zastosowano taki sam system nawigacyjny, jaki używany jest na amerykańskich statkach kosmicznych „Apollo”.

▲ W Amsterdamie odbył się XVIII Światowy Kongres Medycyny Lotniczej i Kosmicznej. Udział w nim wzięło ponad 500 lekarzy, delegatów z całego świata. Polską medycynę lotniczą reprezentowali: doc. dr S. Barański, doc. dr Z. Edelwein z Wojskowego Instytutu Medycyny Lotniczej oraz doc. dr S. Haduch, reprezentujący lotnictwo cywilne. Na kongresie omawiano m.in. wpływ szybkiej i eksplozywnej (w ułamkach sekundy) dekompresji na organizm, zjawiska kardiologiczne oraz czynność układu przedśrodkowego ucha w czasie lotów wysokościowych.

▲ W NRF w dalszym ciągu koncentruje się przemysł lotniczy. Po koncernach Dorniera i Vereinigte Flugtechnische Werke (VFW) powstała nowa, wielka firma lotnicza, która przejęła zakłady Messerschmidt-Bölkow i Hamburger Flugzeugbau. Firma ta — po francuskich zakładach lotniczych Sud-Aviation — będzie miała drugą co do wielkości lokatę w Europie.

▲ 150 zawodników na 54 samolotach wzięło udział w Europejskim Locie FAI 1969 r., który rozpoczął się w Wiedniu. Na starcie stanęły załogi z Rumunii, NRF, Jugosławii, Austrii i USA.

Pierwsze miejsce zajął pilot zachodniemiecki Meier, na samolocie Piper „Cub”. Załoga rumuńska startująca na „Wildze” otrzymała „Puchar Kryształowy”.

▲ Na międzynarodowych zawodach w akrobacji samolotowej o puchar Biancotto (rozgrywanych co dwa lata we Francji), które odbyły się na jesieni, sukces odnieśli piloci NRD, zajmując trzy pierwsze miejsca. Zwycięzcy znany z mistrzostw świata w Magdeburgu Kahle przed aktualnym mistrzem świata (z Magdeburga) Blaeske. Na czwartym miejscu znalazł się Anglik, na piątym Francuz.

W zawodach wzięło udział 15 pilotów z: Francji (na samolotach Nord 3202 B1R), NRD (na Zlinach 526), Wielkiej Brytanii, Hiszpanii i Jugosławii, (trzy ostatnie ekipy na Zlinach-526).

▲ Japońskie Linie Lotnicze Japan Air-Lines rozpoczynają od 28 marca 1970 r. loty nad Syberią na trasach Tokio—Moskwa—Londyn, i Tokio—Moskwa—Paryż.

▲ Włoskie towarzystwo transportu lotniczego „Air-Tirrenea” zamówiło dwa samoloty Jak-40 za sumę 416 tys. dolarów. Samoloty te wejdą do służby w rejonie Morza Tyrreńskiego w 1970 r.

▲ Parlament duński zaaprobował projekt zbudowania nowego międzynarodowego portu lotniczego Kopenhagi na pobliskiej wyspie Saltholm. Nowy port uzyska połączenie drogowe z Kopenhagą przez podmorski tunel, zaś z wybrzeżem szwedzkim przez specjalnie zbudowany olbrzymi most.

▲ W Związku Radzieckim wprowadzony został na orbitę sztuczny satelita Ziemi „Interkosmos” 1. Satelita ma zainstalowaną aparaturę naukową krajów RWPG. Fotometr promieniowania α -Lymana i specjalny przekazywacz działający ciągle dla operatywnego przekazywania wyników pomiarów naukowych, — oba opracowane i wyprodukowane w NRD; spektroheliograf rentgenowski i rentgenowski polarymometr — w ZSRR; fotometr rentgenowski i fotometr optyczny — z Czechosłowacji. Obserwatoria Bułgarii, Czechosłowacji, NRD, Polski, Rumunii, Węgier i ZSRR prowadzą według uzgodnionego programu obserwacje radioastronomiczne, jonosferyczne i optyczne. Lotem sztucznego satelity kieruje grupa operacyjna składająca się ze specjalistów CSRS, NRD i ZSRR.

NOTATKI ZE ŚWIATA

▲ Królowa brytyjska Elżbieta II wraz z Księciem Wali i księżniczką Anną obecnie była na specjalnym seansie filmu „Bitwa o Anglię”. Film ten — jak wiadomo — upamiętnia odwagę lotników polskich w walce z hitlerowską Luftwaffe. Słynni piloci z polskich dywizjonów, pułkownicy: Łokuciewski, Skalski, Zumbach — pozytywnie oceniają realia tego filmu.

▲ FAI przyznała Złoty Medal radzieckiemu konstruktorowi S. Iljuszynowi za wybitne zasługi położone przez niego dla rozwoju lotnictwa. Zespół biura konstruktorskiego I. N. Tupolewa, otrzymał dyplom honorowy.

▲ Dr George Mueller, gen. Samuel Phillips i George Haze są pierwszymi osobami, odznaczonymi — niedawno ustanowioną — nagrodą NASA, przeznaczoną dla osób wyróżniających się w realizacji programu „Apollo”.

▲ Francja i Anglia wydają co tydzień po 12 milionów dolarów na budowę samolotu „Concorde”. Koszt „Concorde” do czasu rozpoczęcia produkcji ma wynieść ok. 2,5 miliarda dolarów. Realizacja projektu przyniosła — obok wydatków — także widoczne korzyści. Angielski przemysł lotniczy mógł zatrudnić 27 tys. mężczyzn i kobiet, z których 14 tys. ukooperantów („Concorde” w Anglii powstaje w 350 przedsiębiorstwach).

MARKS A.

Второй раз на Луне

В статье дается общее описание лунной поверхности, на которой астронавты посадили свой корабль „Apollo 12“, описывается научная аппаратура установленная на поверхности Луны, а также операции, выполненные астронавтами во время 8-часового их пребывания на поверхности Луны вне корабля LM.

KORDZIŃSKI W.

Несколько информации на тему испытаний двигателей Дженераль Электрик TF-39

В статье дается краткое описание двухконтурного двигателя с большим соотношением расходов Дженераль Электрик TF 39 предназначенного для транспортного самолета Лекхид С-5А и описываются важнейшие испытания которые прошел этот двигатель перед началом серийного производства.

Сфокусировано особое внимание на „ускоренных“ испытаниях связанных с надежностью работы двигателя, циклическими испытаниями компрессора и турбины, представлены в кратце испытания отдельных узлов двигателя. В статье используются информации на тему испытаний двигателя поданные в проспекте фирмы Дженераль Электрик.

SIKORSKI M., TOMASZEK M.

Некоторые вопросы долговечности авиационных технических объектов

Статья была написана на основании рефератов, прочитанных на втором Симпозиуме по эксплуатации технических устройств, состоявшемся в 1969 г. в Познане, а также на основании 25 заседаний по теории эксплуатации, состоявшегося в 1968 г. в Варшаве. Обосновываясь на физической модели существования технических объектов в статье подаются функции, позволяющие производить общее исследование долговечности этих объектов. В статье описываются способы определения долговечности технических объектов и способы ее увеличения. Во второй части статьи рассматриваются вопросы, связанные с проектированием и эксплуатацией технических объектов т.е. вопросы, связанные со сроками просмотров и ремонтов в функции продолжительности эксплуатации.

DOSTATNI B.

Экономическое положение авиационного транспорта в 1968 г.

В статье даются наиболее характерные результаты деятельности авиационных компаний, являющихся членами ICAO в 1968 г по сравнению с истекшими годами их деятельности. Результаты этих анализов показывают уменьшение динамики развития пассажирских перевозок и увеличение товарных перевозок, а также уменьшение прибыли компаний в связи с введенным в эксплуатацию более дорого авиационного воздушного и наземного оборудования. 1968 год кроме того характеризуется еще большими изменениями в обслуживании товарных перевозок, связанными с модернизацией и автоматизацией товарных аэропортов.

ZWIERYŃSKI J.

Автоматизация вспомогательного транспорта в авиации

В связи с постоянным ростом авиационных перевозок вспомогательные операции такие как: бронирование мест, подсчет оплаты за транспорт, выписывание билетов, контроль загрузки и т.п. операции становятся с каждым днем все более трудоемкими и требуют затруднения большого количества работников и создания для них соответствующих рабочих мест, что однако в будущем не обеспечит достаточно быстрого процесса обслуживания. Единственным выходом из положения является полная автоматизация процесса обслуживания авиационных перевозок. В статье описывается структура автоматической обслуживающей системы, позволяющей: бронировать места, подсчитывать оплату за перевозку, печатать и кодировать билеты, автоматически выдавать билеты, отправлять пассажиров, контролировать загрузку самолета и операции после взлета самолета.

Co piszą inni...

Perspektywy informacji patentowej

W drugiej części artykułu dr inż. Adam Górski omawia techniki opracowywania i wykorzystywania literatury patentowej, a zwłaszcza zasady zapisu TOPLIS na kartach analitycznych, opracowanego i wypróbowanego w Branżowym Ośrodku Informacji Naukowo-Technicznej Przemysłowego Instytutu Maszyn Rolniczych w Poznaniu. W końcowej części artykułu autor postuluje stworzenie międzynarodowego systemu informacji patentowej krajów — członków RWPG oraz powołanie specjalnego centrum lub instytutu informacji patentowej dla krajów RWPG, prowadzącego prace dokumentacyjno-usługowe.

Wynalazczość i Racjonalizacja 1969 nr 9

Umowy know-show na tle kodeksu cywilnego

Błyskotliwa kariera know-show w obrocie cywilnym związanym z wynalazczością oraz doświadczeniami techniczno-produkcyjnymi jest zjawiskiem zastanawiającym. Jeszcze parę dziesiątków lat temu nie znano tego pojęcia w zakresie instytucji prawnych, a dzisiaj know-show jest nie tylko jednym z najważniejszych elementów w obrocie dotyczącym wynalazków oraz wiadomości i doświadczeń technicznych, ale nawet usunęło na dalszy plan zainteresowanie w uzyskiwaniu patentów. Podstawą prawną dopuszczalności zawierania umów show-know, przesądzają jednocześnie o ich skuteczności, charakterze prawnym, a nawet o ich treści, jest więc wyłącznie prawo korzystania z wynalazku nie opatentowanego i postępowania techniczno-produkcyjnego. Istnienie takiego prawa nie jest jednak w literaturze prawa wynalazczego bezsporne. Zagadnienie to omawia prof. dr Stefan Grzybowski.

Racjonalizacja i Wynalazczość 1969 nr 9

Uwagi o planowaniu prac normalizacyjnych w RWPG

W artykule Antoni Ruszkowski omawia rodzaje planów prac normalizacyjnych w RWPG (plany perspektywiczne i roczne) oraz etapy ich sporządzania. Tryb sporządzania tych planów oparty jest na kilku dokumentach określających czynniki, które przy ich sporządzaniu powinny być uwzględnione. Są to: przydatność tematyki dla współpracy krajów członkowskich, stan opracowania rozpatrywanych zagadnień w międzynarodowych organizacjach normalizacyjnych, poziom techniki w danej dziedzinie. Dodatkowym czynnikiem jest rozwój analizowanego zagadnienia w czasie. Polskiemu Komitetowi Normalizacyjnemu przypada rola koordynatora polskich propozycji do perspektywicznego planu prac normalizacyjnych na lata 1971—75 oraz do planu rocznego na rok 1970.

Normalizacja 1969 nr 9

Rys historyczny Sekcji Metrologii i Mechaniki Precyzyjnej SIM

W artykule opracowanym z okazji piętnostolecia Sekcji oraz dziesięciolecia oddziałów w Poznaniu i Krakowie prof. dr inż. Władysław Tryliński przedstawia okres od powstania Sekcji w 1952 r. do roku 1969, który stanowi przegląd jej działalności i osiągnięć.

Pomiary. Automatyka. Kontrola 1969 nr 7

„Interkama 68” — przegląd nowości technicznych w zakresie przetworników pomiarowych dla potrzeb automatyki

W artykule mgr inż. Zdzisław Winczewski przedstawia swoje spostrzeżenia odnośnie do ekspozycji w zakresie przetworników pomiarowych dla potrzeb automatyki, które były ekspozowane na wystawie „Interkama 68” w październiku 1968 r. w Dusseldorfie

Pomiary Automatyka Kontrola 1969 nr 7

Elektryka polska w końcu XX wieku

W artykule prof. dr inż. Jan Podoski w oparciu o dotychczasowe tendencje rozwojowe, o analogie do krajów wyprzedzających Polskę pod względem gospodarczym oraz o własną intuicję fachową stara się stworzyć obraz rozwoju elektryki polskiej do końca wieku oraz wpływu, jaki rozwój ten wywrze na życie gospodarcze i na stosunki społeczne w Polsce.

Przegląd Elektrotechniczny 1969 nr 8

PERSPEKTYWY ROZWOJU LOTNICTWA ROLNICZO-GOSPODARCZEGO

14–15 listopada 1969 r. w Poznaniu odbyła się Krajowa Konferencja Naukowo-Techniczna nt. „Stan obecny i rozwój lotnictwa rolniczo-gospodarczego w PRL” pod patronatem wiceministra rolnictwa dra L. Cegielskiego, zorganizowana przez Sekcję Lotniczą ZG SIMP i Sekcję Lotniczą SiTK przy współdziałaniu ZG SiTR, PUL, APRL, Sekcji Lotniczej ZO SIMP w Poznaniu, Sekcji Lotniczej ZO SiTK w Poznaniu oraz ZO SiTR w Poznaniu. Celem konferencji było przedstawienie obecnego stanu lotnictwa rolniczo-gospodarczego, możliwości jego rozwoju, a przede wszystkim opracowanie wniosków, których realizacja przyczyni się do jego rozwoju.

Na program konferencji złożono 6 referatów, 2 koreferaty oraz filmy o tematyce agrolotniczej, lotniczej i inne, dyskusja, opracowanie wniosków.

Referaty są opublikowane w specjalnym wydawnictwie opracowanym na konferencję przez Sekcję Lotniczą ZG SIMP. Optymistycznym akcentem konferencji było zapewnienie min. dra L. Cegielskiego, że zgłoszone na konferencji wnioski zostaną przedyskutowane w wąskim gronie specjalistów w Ministerstwie Rolnictwa, a następnie będzie podjęte działanie w kierunku ich realizacji. Głos przedstawiciela resortu najbardziej zainteresowanego rozwojem lotnictwa gospodarczego pozwala żywić nadzieje, że nastąpi poprawa w tak ważnej dla gospodarki krajowej dziedzinie.

Wnioski z Krajowej Konferencji Lotnictwa Gospodarczego, opracowane na podstawie referatów specjalistycznych oraz dyskusji podajemy poniżej.

1. Wobec niewątpliwych korzyści jakie już przynosi i, jakie może przynieść dobrze zorganizowane lotnictwo gospodarcze rolnictwu i leśnictwu uczestnicy konferencji zwracają się z prośbą do zainteresowanych resortów rolnictwa, leśnictwa, komunikacji i Aeroklubu PRL o jak najszybsze podjęcie decyzji w sprawie ustalenia statusu prawnego stwarzającego podstawy do prawidłowego rozwoju lotnictwa gospodarczego.

2. Organizacja Przedsiębiorstwa Usług Lotniczych łączy wiele zastrzeżeń ze strony odbiorców, w związku z tym przedsiębiorstwo powinno wzmocnić swój potencjał usług pod kątem ilościowym i jakościowym i jednocześnie sformułować dokładnie sposoby wywiązywania się obydwu stron ze swoich obowiązków.

3. Przedsiębiorstwo Usług Lotniczych powinno być doinwestowane i w czasie wykonywania zadań dotowane, gdyż na początku roku niemożliwe jest zawieranie umów i określenie nasilenia pojawienia się szkodników i chorób.

4. Należy rozważyć sprawę powołania oddziałów PUL w województwie o najbardziej rozwiniętych pegeerach i dużym zapotrzebowaniu na usługi agrolotnicze, szczególnie w województwach pñ. zach.: koszalińskim i szczecińskim.

5. Przedsiębiorstwo Usług Lotniczych powinno ciągle podnosić poziom usług dla rolnictwa i leśnictwa w oparciu o badania instytutów badawczych i katedr WSR, a jednocześnie konieczne jest

zainteresowanie zakładów naukowych tą tematyką, w celu opracowania zasad techniki i metodyki zabiegów ogrolotniczych oraz kontroli jakości i skuteczności ich stosowania.

6. Należy załatwić sprawę uczestnictwa w Międzynarodowej Organizacji Lotnictwa Rolniczego IAAC i stałego reprezentowania Polski na międzynarodowych konferencjach dotyczących spraw lotnictwa gospodarczego.

7. Należy wystąpić z wnioskiem do kierownictwa resortów rolnictwa, leśnictwa, zdrowia i komunikacji o stworzenie stałej sieci lądowisk dla lotnictwa gospodarczego — w oparciu o doświadczenia województwa olsztyńskiego. Lądowiska te mogą być wykorzystane przez lotnictwo sanitarne, sportowe i OTK.

8. Zakres pracy PUL powinien obejmować kompleksowe wykonawstwo procesu technologicznego związanego z realizacją usług.

9. PUL powinno dysponować odpowiednią rezerwą sprzętu, która umożliwiłaby skuteczne przeprowadzenie akcji interwencyjnych.

10. Należy podjąć starania w celu użycia aktualnych map przystosowanych do potrzeb lotnictwa rolniczego.

11. PUL powinno mieć etatowy personel latający, pracujący stale w tym samym terenie.

12. PUL powinno dążyć do rozszerzenia wykonywanych usług dla gospodarki narodowej, takich jak: naloży fotogrametryczne, patrolowanie przeciwpożarowe itp.

13. Należy zapewnić rolnictwu środki chemiczne zapewniające możliwości stosowania ich w formie oprysków i zamgławiania. Sprawą tą zająć się muszą odbiorcy środków przez skorygowanie zamówień z dystrybucją. Przemysł powinien w szerszym zakresie podjąć się produkcji aerozolowych pestycydów wszelkich typów przystosowanych do zabiegów agrolotniczych.

14. Konieczne jest podjęcie badań nad możliwością produkowania insektycydów stosowanych w dawkach 1,5–3 l/ha w formie czystego koncentratu, jak ma to już miejsce np. w Szwajcarii.

15. Konieczne jest przyspieszenie produkcji granulowanych nawozów wieloskładnikowych.

16. Należy podjąć badania nad możliwością stosowania herbicydów z powietrza w formie emulsji inwestowanych.

W zakresie przygotowania kadr dla lotnictwa rolniczego należy utworzyć ośrodek szkolenia pilotów z programem uwzględniającym zagadnienia ochrony roślin, toksyczności stosowanych środków, bhp itp.

Należy podjąć starania o wprowadzenie problematyki agrolotniczej do programów studiów rolniczych i leśnych oraz kursów dokształcających.

Zagadnienia sprzętu lotniczego

• Doświadczenia z eksploatacji samolotów rolniczych wskazują, że dotychczas używane typu PZL-101 „Gawron” i An-2 nie reprezentują już rozwiązań najnowocześniejszych, co rzutuje

na bezpieczeństwo lotów, jakości wykonywanych usług i ekonomikę zabiegów. Konieczne staje się w najbliższej przyszłości wprowadzenie do zabiegów rolniczych takich samolotów produkowanych w kraju lub importowanych, które by:

- spełniały współczesne wymagania agrotechniczne i lotniczo-techniczne,
- były bezpieczniejsze w użytkowaniu,
- były łatwiejsze w obsłudze,
- były dostosowane do mechanicznego załadunku,
- wykonywały zabiegi przy mniejszych niż dotąd kosztach.

Te nowoczesne samoloty powinny reprezentować dwie klasy udźwigu chemiczaliów — średnią (600–800 kG) i ciężką (około 2000 kG).

Dla zabezpieczenia lotnictwa rolniczego w sprzęt w okresie przejściowym (do czasu zaopatrzenia w nowy sprzęt) przemysł lotniczy powinien kontynuować produkcję samolotów PZL-101 „Gawron” i An-2 i ich modernizację.

Należy podjąć produkcję części zamiennych i elementów unowocześniających samoloty (np. filtrów, wskaźników przeciągnięcia itp.), które powinny być wprowadzone na wszystkie samoloty znajdujące się w eksploatacji.

• Dla poprawienia ekonomiki zabiegów agrolotniczych oraz podniesieniem bhp konieczne jest zmechanizowanie załadunku samolotów na lądowiskach.

• Produkowane w kraju nowoczesne śmigłowce nie są dotychczas stosowane w gospodarce narodowej, choć w rolnictwie i leśnictwie odczuwa się ich brak. Śmigłowce umożliwiłyby znaczne rozszerzenie rodzajów zabiegów ochrony roślin na te, które są niewykonalne środkami naziemnymi i samolotami.

• Ponieważ śmigłowce są sprzętem znacznie kosztowniejszym niż samoloty Konferencja postuluje, by w najbliższej przyszłości podjęto eksperymentalną eksploatację dostępnych typów (śmigłowca Mi-2 produkowanego w Kraju i radzieckiego Ka-26), co pozwoli określić wskaźniki ekonomiczne i agrotechniczne oraz ogólną przydatność w warunkach krajowych.

Na podstawie zebranych doświadczeń zainteresowane resorty powinny określić zamierzenia dotyczące wprowadzenia śmigłowców do eksploatacji w lotnictwie gospodarczym w oparciu o sprzęt krajowy Mi-2 lub importowany Ka-26.

Na zakończenie Konferencja wysunęła wniosek, by Ministerstwo Rolnictwa, jako brzoźnowy wodzący, spowodowało powołanie zespołu złożonego z przedstawicieli zainteresowanych resortów, którego zadaniem byłoby przeanalizowanie wniosków konferencji, opracowanie wyciecznych zmierzających do ich pełnej realizacji oraz stworzenie lotnictwu gospodarczemu pełnych możliwości rozwojowych.

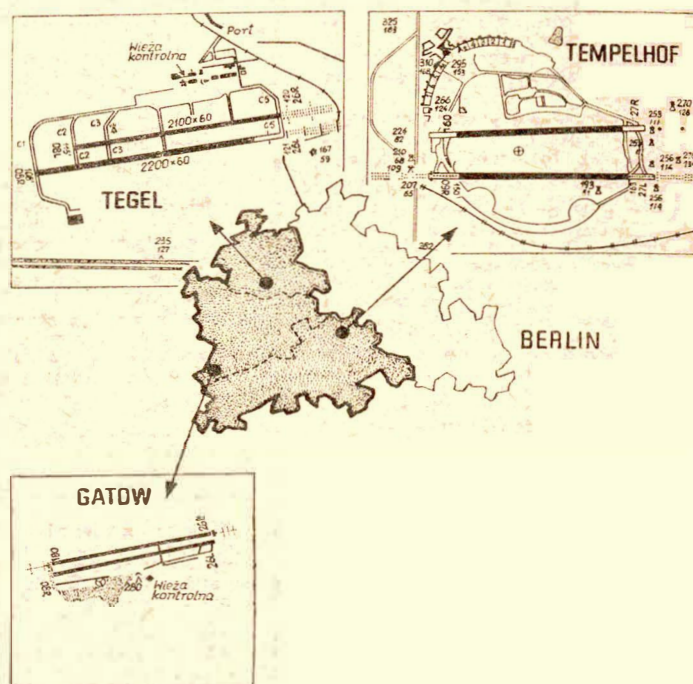
Co piszą inni...

Z zagadnień stosowania międzynarodowego układu jednostek miar w opracowaniach normalizacyjnych.

Wprowadzenie układu SI do normalizacji jest procesem stosunkowo trudnym wymagającym rozwiązania licznych problemów merytorycznych oraz organizacyjnych. Stosunkowo proste i logiczne zasady budowy układu SI oraz tryb wprowadzenia jednostek miar SI do normalizacji pozornie nie przedstawiają trudności, ale już pierwsze zetknięcie z praktyką wywołało i nadal wywołuje pewne kontrowersje. Z tych względów bezkrytyczne wyrażanie miar wielkości wyłącznie w jednostkach SI byłoby posunięciem co najmniej nierozważnym, a żywiołowe wprowadzanie układu SI do nor-

malizacji mogłoby nawet przynieść szkody i dlatego słuszną jest koncepcja ogólna Wytocznych PKN z 19 czerwca 1969 r., polegająca na wprowadzeniu układu SI do normalizacji w sposób stopniowy, etapami. W obecnym stadium organizacyjnym przeszkodę w wprowadzaniu układu SI stanowią niekóre zagadnienia merytoryczne oraz trudności w przełamaniu tradycji wśród społeczeństwa i niektórych fachowców. Artykuł mgra Z. Gajewskiego zarówno przez Autora, jak i przez Redakcję, traktowany jest jako dyskusyjny. Byłoby rzeczą pożądaną, aby artykuł ten wywołał szeroką dyskusję z udziałem innych specjalistów z dziedziny metrologii, co pozwoliłoby na rozwiązanie licznych, nieunormowanych dotychczas zagadnień jednostek miar.

lotnicze porty świata



LOTNISKA BERLINA ZACHODNIEGO

Status prawny Berlina Zachodniego w sposób jednoznaczny określa jego charakter jako jednostki administracyjnej. Prowadzona jednak od lat polityka Niemieckiej Republiki Federalnej powoduje, iż problem Berlina jako taki, staje się często przedmiotem konfliktów.

Głośna sprawa blokady Berlina Zachodniego w roku 1948, doprowadziła do masowego wykorzystania samolotu jako środka przewozów zarówno pasażerskich jak i towarowych. Warto przypomnieć, że między innymi przedmiotem przewozów był nawet węgiel kamienny. Do Berlina Zachodniego prowadzą trzy drogi transportowe: kolejowa, samochodowa i lotnicza. Najwygodniejszą dla pasażera pozostaje droga lotnicza, dlatego też stała się najpopularniejszą a jednocześnie najaktywniejszą.

Z obszaru powietrznego NRF prowadzą tutaj trzy korytarze powietrzne a mianowicie: z Frankfurtu n. Menem, Hannoveru i Hamburga. Do Berlina Zachodniego korytarzami tymi dotrzeć można do trzech lotnisk: Tempelhof, Gatow i Tegel. Całość przewozów lotniczych obsługiwana jest przez trzy przedsiębiorstwa, reprezentujące jednocześnie kraje kontrolujące Berlin Zachodni. Stany Zjednoczone reprezentuje przedsiębiorstwo lotnicze PANAM, Francję — „Air France”, Wielką Brytanię — BEA. Dodajmy jeszcze, że każde z lotnisk znajduje się w innej strefie. Lotnisko Tempelhof będące jednocześnie centralnym ma największy udział w świadczonych usługach. Ponadto należy również do aktywniejszych lotnisk europejskich.

W roku 1968 na lotnisku Tempelhof obsłużono 4 miliony pasażerów oraz ponad 20 tys. ton frachtu. Charakter miasta powoduje, że rozkład przewozów pasażerskich jest prawie równomierny w ciągu całego roku, z wyjątkiem przewozów realizowanych przez przedsiębior-

stwo PANAM. W tym bowiem przypadku bardzo dużo turystów amerykańskich, będąc w Europie Zachodniej, przy okazji odwiedza i Berlin. Główne nasilenie ruchu turystycznego przypada na miesiące letnie.

Dla PANAM Berlin Zachodni stanowi doskonały rynek. Poniżej przedstawiono wyniki przewozowe tego przedsiębiorstwa w 1967 r.

— liczba przewiezionych pasażerów	— 2027 tys.
— liczba wykonanych przelotów	— 29 572
— ładunki towarowe i poczta	— 15 100 ton.

Rekordowym miesiącem dla tego przedsiębiorstwa był lipiec, w którym przewieziono 262 524 pasażerów i wykonano 2915 lotów. Oznacza to, że dziennie realizowano około 100 lotów.

Lotniska Berlina powodzenie takie zawdzięczają przede wszystkim brakiem formalności granicznych w porównaniu z drogą kolejową czy szosową. Ponadto przemysł Berlina Zachodniego, który jest doskonale rozwinięty, korzysta głównie z przewozów lotniczych. Ostatni wreszcie czynnik powodzenia, to obecność wojsk trzech mocarstw zachodnich, które również mają poważny udział w przewozach lotniczych.

Nad Berlinem Zachodnim panuje już duży tłok. Na niewielkim bowiem obszarze znajdują się trzy lotniska. Tłok ten dobrze jest znany załodze polskiego samolotu IŁ-18, który zmuszony został do lądowania na lotnisku Tegel w sektorze francuskim. Przewiduje się, że w 1970 r. rozładowanie ruchu nastąpi poprzez wprowadzenie do eksploatacji samolotów o większej pojemności, głównie Boeing — 747.

Z wymienionych trzech lotnisk Tempelhof wyposażone jest w najnowocześniejsze urządzenia warunkujące lądowanie w dowolnych warunkach.