

**technika 10-11**  
**lotnicza**  
**1970**  
**i astronautyczna**

Według danych Zarządu Głównego SIMP („Biuletyn Informacyjny” nr 195/197) Sekcja Lotnicza zajmuje szóste miejsce w kraju — pod względem liczby członków — wśród 22 sekcji naukowo-technicznych SIMP. Sekcja nasza — ze stanem (z ub. roku) 591 członków — była niewiele słabsza od Sekcji Obróbki Plastycznej, 2-krotnie słabsza od Sekcji Przemysłu Drobnoego, 3-krotnie mniej liczną niż Sekcja Poligrafów, wreszcie 4-krotnie mniejsza niż Sekcje Obrabiarek i Narzędzi oraz Okrętowców. Aktualna ewidencja Zarządu Sekcji Lotniczej wykazuje stan członków o 180 osób większy od wymienionego w Biuletynie.

W ślad za informacjami zamieszczonymi w poprzednim numerze TLiA — powiadamy o dalszych konferencjach i naradach naukowo-technicznych zaplanowanych na lata 1970 — 1971 przez Oddziały naszej Sekcji w Lublinie, Poznaniu i Warszawie.

● W Poznaniu — w grudniu bież. roku — odbędzie się narada na temat: *Stan, perspektywy rozwoju i zastosowanie symulatorów lotniczych*; wygłoszone zostaną trzy referaty oraz 2 koreferaty.

● W Świdniku — w II kwartale 71 r. — odbędzie się 2-dniowa *Konferencja śmigłowcowa* organizowana przez oddział naszej sekcji w Lublinie oraz WSK.

● W Warszawie — w II kwartale 71 r. — zaplanowano 2-dniową naradę pt.: *Nowoczesne technologie przemysłu lotniczego*; współorganizatorem narady będzie Instytut Lotnictwa.

**Przedstawiciele sekcji lotniczych SIMP i SITK** wspólnie opracowali program w zakresie propagandy lotnictwa w Polsce. Wśród przewidzianych form propagandy wymienia się: odczyty, narady i konferencje, publikacje, audycje radiowe i telewizyjne, pokazy filmowe, wreszcie spotkania środowiskowe. Propaganda obejmować będzie tematykę: problemową i dyskusyjną, techniczną i ekonomiczną, historyczną i dnia dzisiejszego, związaną z badaniami i przodującą rolę lotnictwa w gospodarce narodowej. Propagandę prowadzić się będzie — w pierwszym rzędzie — z okazji uzyskanych osiągnięć technicznych, sportowych itp. poprzez środowiska dziennikarskie (w szczególności Klub Publicystów Lotniczych) oraz komórki propagandy lotniczych instytucji cywilnych i wojskowych.

**W związku z dokonywaną przez Zarząd Główny SIMP reorganizacją ośrodków szkolenia i powołaniem do działania Zespołu Ośrodków Doskonalenia Kadr SIMP pn. ZODOK** zaistniała potrzeba ustanowienia siedemnastu Rad Naukowych, odpowiadających założonym przez organizatorów kierunkom doskonalenia kadr technicznych i ekonomicznych.

W związku z tą akcją zarząd naszej sekcji wyraził opinię, że z uwagi na specyficzność zagadnień naukowych i technicznych związanych z lotnictwem, jak również ich rolą stymulującą i wiodącą dla innych dziedzin wiedzy i branż przemysłowych — jest

rzeczą konieczną powołanie Rady Naukowej do spraw Lotnictwa.

Poniżej podajemy wyjątki z Regulaminu Rady Naukowej przy Zespole Ośrodków Doskonalenia Kadr SIMP:

1. Rady Naukowe powołuje się dla ważniejszych akcji szkoleniowych. Potrzebę ich powołania i czasokres kadencji określają Rady ZODOK.

2. Do Rad Naukowych powoływani są fachowcy i specjaliści z wyższych uczelni technicznych, instytutów naukowo-badawczych oraz z przemysłu.

3. Sekcje naukowo-techniczne SIMP ustalają składy osobowe Rad Naukowych i ich przewodniczących i przedkładają do zatwierdzenia Radzie ZODOK.

4. Zadania Rad Naukowych są następujące:

— typowanie autorów oraz opiniowanie programów szkolenia,

— ocena prawidłowości doboru wykładowców, autorów skryptów i kierownictw kursów,

— opiniowanie założeń organizacyjnych i metodycznych szkolenia,

— analiza okresowych sprawozdań kierownictw kursów i podejmowanie wniosków,

— inicjowanie nowych kierunków i form szkolenia,

— wizytowanie i kontrola merytoryczna prowadzonych kursów oraz ocena poziomu kursów i wykładowców,

— typowanie składów osobowych Komisji Egzaminacyjnych,

— składanie sprawozdań ze swej działalności Radom ZODOK.

5. Lokal na posiedzenia Rady oraz prowadzenie sekretariatu zabezpiecza Dyrekcja ZODOK.

6. Postanowienia Rad Naukowych przekazywane są do realizacji Dyrekcji ZODOK.

7. Członkowie Rad Naukowych oraz zaproszeni na posiedzenia specjaliści i przedstawiciele otrzymują wynagrodzenia za udział w posiedzeniach zgodnie z Zarządzeniem Prezesa Rady Ministrów nr 38 z dnia 30 stycznia 1954 r.

**Otrzymaliśmy z Poznania** protokół Jury powołanego do oceny prac nadesłanych na Konkurs na rysunek o tematyce lotniczej i astronautycznej. Przewodniczącym Jury był artysta plastyk Jerzy Hofman (jako przedstawiciel Związku Polskich Artystów Plastyków), zaś sekretarzem mgr inż. Jerzy Szymankiewicz (jako przedstawiciel Oddziału Sekcji Lotniczej SIMP w Poznaniu).

Na ten konkurs nadesłano 809 prac z 52 szkół i 4 domów kultury, przy czym jury przyznało:

— 22 uczestnikom nagrody rzeczowe (I, II, III i IV stopnia)

— 62 uczestnikom wyróżnienia rzeczowe

— 9 szkołom i placówkom kulturalno-oświatowym nagrody zespołowe. Oto akcja propagandowa zasługująca na wysoką ocenę.

W artykule *Jakie silniki lotnicze należy rozwijać w Polsce?* mgr inż. W. Kordziński przedstawia przyczyny stagnacji naszego przemysłu lotniczego i wskazuje na konieczność podjęcia opracowania i wprowadzenia do produkcji turbinowego silnika odrzutowego o ciągu ok. 1500 kG i turbinowego silnika wałowego — śmigłowego i śmigłowcowego — o mocy ok. 800 KM oraz rozwiązania zagadnienia silników tłokowych do napędu samolotów szkolnych i sportowych. Silniki tłokowe należałoby produkować na podstawie licencji czeskosłowackiej, niezależnie od tego wskazane jest przystąpienie do opracowania rodziny własnych silników o zakresie mocy od 150 do 300 KM.

W artykule *Znaczenie badań kosmicznych dla rozwoju postępu naukowo-technicznego* mgr inż. C. Wronkowski — wbrew często słyszanym opiniom podającym w wątpliwość praktyczne znaczenie badań kosmicznych — uzasadnia, że użyteczności astronautyki nie można rozpatrywać w kategoriach doraźnych korzyści materialnych. Obecnie nie można jeszcze przewidzieć, co Człowiek znajdzie pożytecznego dla siebie w Kosmosie. Już pierwsze dziesięciolecie badań kosmicznych przyniosło rozwój wielu dziedzin nauki i techniki oraz osiągnięcia powszechnego użytku, m.in. satelitarne systemy telekomunikacyjne i meteorologiczne.

W artykule *Tworzywa sztuczne o dużej odporności cieplnej i ich zastosowanie* mgr inż. W. Surowiak omawia odporność cieplną tworzyw sztucznych, sposoby jej zwiększania oraz podaje wyniki prac nad wytworzeniem żywic sztucznych o szczególnie dużej odporności cieplnej oraz podaje przykłady zastosowania tych tworzyw w lotnictwie i astronautyce.

W artykule *Powietrzne przewozy czarterowe* mgr E. Ruskowska przedstawia historię i rozwój czarteru, przedstawiając rywalizację przedsiębiorstw regularnych z towarzystwami lotniczymi zajmującymi się przewozami czarterowymi oraz ich osiągnięcia finansowe.

W artykule *Wswawówki ułatwiające prognozy pogody dla lotniska Warszawa-Okęcie* mgr inż. J. Osas opisowo i schematycznie przedstawia, jakiej należy spodziewać się pogody na lotnisku. Zagadnienie to omawia ogólnie dla całego roku oraz dla półrocza letniego i zimowego.

# technika lotnicza i astronautyczna

MIESIĘCZNIK  
SEKCJI LOTNICZEJ  
STOWARZYSZENIA INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW  
MECHANIKÓW POLSKICH

XXV Październik-Listopad Zeszyt 10--11

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

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

## SPIS TREŚCI

	Str.
Rekordowy lot „Sojuza”9 — A. M. . . . .	1
MYŚLI I WYPOWIEDZI O PRZEMYSŁE LOT- NICZYM . . . . .	2
A. Marks: Wyniki badań próbek z Księżyca . . . . .	3
E. Węgrzyn: Układ sterowania radzieckiego silni- ka dwuprzepływowego D-30 . . . . .	7
S. Orczykowski: Spór o samolot sportowy (dok.) . . . . .	11
KRONIKA. . . . .	14 i 24
F. Borodzik: Lotnictwo gospodarcze Związku Ra- dzieckiego . . . . .	15
B. Dostatni: Lotniczy szlak syberyjski . . . . .	22
T. Wanat: Naprawa pokrycia kadłuba samolotu Il-18 . . . . .	25
J. Wyganowski: Odladzanie i odsnieżanie samo- łotów transportowych . . . . .	28
E. Kołodziński: Lotniska na morzu . . . . .	34
W. Barski: Symulatory radiolokacyjne i ich zasto- sowanie w szkoleniu kontrolerów ruchu lotniczego Samolot służbowy Cessna „Citation” — W. K. . . . .	36 42
NOWOŚCI TECHNICZNE . . . . .	43
Zygmunt Puławski (1901—1931) — J. Kędziński . . . . .	51
TRYBUNA LOTNIKÓW . . . . .	52
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZEJ SIMP II okł. LOTNICZE PORTY ŚWIATA . . . . .	IV okł.
Ukraińskie porty lotnicze . . . . .	IV okł.
VI KONGRES TECHNIKÓW POLSKICH . . . . .	



WYDAWNICTWA  
CZASOPISM  
TECHNICZNYCH NOT  
Warszawa  
Czackiego 3/5

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

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

Wrocławska Drukarnia Dzielowa. Zam. 787/C — C-11  
Nakład 1750 egz. Papier druk. sat. kl. IV, 70 g, 61 × 86.

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

**Результаты исследования образцов лунной почвы**

На основании образцов почвы, привезенных с Луны „Аполлоном” II, можно сделать вывод, что возраст Луны превышает 4,5 млрд. лет; в ее коре, так же как и в Земле, в самом большом количестве содержится кремнезем; кроме того, там встречается много редкоземельных элементов, титана и благородных газов, а мало — угля. Наряду с минералами земного типа в лунной почве были обнаружены три совершенно новых минерала. Обнаружено существование остаточного магнетита и небольшого количества органических соединений, зато не отмечено следов живых организмов и воды. Статья содержит таблицы, в которых приведены важнейшие результаты исследований образцов лунной почвы.

WĘGRZYN E.

621.454—546

**Система регулирования советского двухконтурного двигателя Д-30**

В статье дается описание работы важнейших узлов системы регулирования советского двухконтурного Д-30, устройства регулирования подачи топлива ПР-30, центробежного регулятора СР-1М предназначенного для ограничивания скорости вращения и каскада низкого давления. Дается описание центробежного регулятора СР-2М, управляющего клапанами прерыва и отбора воздуха, а также управляющего поворыкомиш лопатками входного направляющего аппарата компрессора высокого давления.

BORODZIK F.

629.7(47):63

**Хозяйственная авиация Советского Союза**

В статье представлена история создания хозяйственной авиации СССР и ее быстрого развития, вызванного хозяйства. Хозяйственная авиация была создана в 1922 году, а ее деятельность началась с борьбы с саранчой. В статье рассмотрен объем работ, проводимых хозяйственной авиацией, и организационные вопросы (снабжение самолетов химическими средствами, проект рабочей посадочной площадки и ее оборудование). В заключение статьи описан сельско-хозяйственный самолет Ан-2, включая устройства для опрыскивания и опыления, а также вертолеты, применяемые в сельском хозяйстве.

DOSTAŃI B.

656.71(571)

**Сибирская авиационная трасса**

В статье описана история создания воздушной трассы, идущей через Северный Полюс, главным образом трасса Москва—Токкио, причём особое внимание обращено на хозяйственное значение (товарные перевозки), которое имеет коннессия на перелёт через Сибирь в направлении Европы. Кроме того, описано также техническое оснащение этой трассы.

WANAT T.

629.735.3.043.023.2 П118

**Ремонт обшивки самолета Ил-18**

В статье приведен метод действий в случае повреждения обшивки фюзеляжа современного пассажирского самолета, оснащенного высотной пассажирской кабиной, на примере самолета Ил-18.

WYGANOWSKI J.

656.7.052.54

**Очистка от льда и снега транспортных самолетов**

В статье представлена проблема очистки от льда современных транспортных самолетов и применяемые методы решения этой проблемы. Описан метод очистки самолетов от льда при использовании жидкости и способ, посредством которого Польские Авиалинии „Лёт” получили соответствующую жидкость для очистки самолетов от льда. В описании устройств для очистки самолетов от льда приведено решение этой проблемы, используемое Польскими Авиалиниями „Лёт”.

BARSKI W.

621.396.969.3.001.57:656.7.071.4

**Радиолокационные тренажеры и их применение при обучении контролеров авиационного движения**

В статье описаны разные виды тренажеров для обучения контролеров авиационного движения, т.е. основные, вспомогательные и электронные тренажеры. Особенно подробно описан новейший тип тренажера фирмы „Солартрон”, его техническая характеристика и принципы конструкции пересчётных схем для имитации показаний устройств SRE и PAR. В конце статьи представлены преимущества применения радиолокационного тренажера и перспективы его использования.

629.783:525

## REKORDOWY LOT „SOJUZA” 9

Bliskoziemski lot orbitalny radzieckiego statku kosmicznego „Sojuz” 9, który odbył się w dniach od 1 do 19 czerwca 1970 r. i w czasie którego ustanowiono nowy bezwzględny rekord długotrwałości pobytu ludzi w przestrzeni kosmicznej, stanowił nowy konsekwentny etap na drodze prowadzącej do montażu dużych bliskoziemskich naukowo-technicznych baz orbitalnych. Uważa się nawet, że mógł to być ostatni z niemałej serii eksperymentów wstępnych i że w niedalekiej już przyszłości będziemy świadkami montażu pierwszej takiej bazy, jest to bowiem zapowiadane przez uczonych radzieckich już od dłuższego czasu.

Astronautyka wkroczy w ten sposób w nowy etap rozwoju. Warto tu przypomnieć, że technika montażu w czasie bliskoziemskiego lotu orbitalnego stanowi jedyną drogę do wysyłania w przestrzeń kosmiczną dowolnie dużych obiektów. Manewr ten mają zaś uczeni radzieccy opanowany już gruntownie, gdyż zrealizowali oni dwa pierwsze i dotychczas jedyne połączenia ze sobą urządzeń bezzałogowych w czasie lotu kosmicznego oraz połączenie ze sobą statków z załogami. Potrzebny był jednak jeszcze eksperyment z długotrwałym lotem kosmicznym ludzi, przed lotem „Sojuza” 9 najdłuższy bowiem czas pobytu astronautów radzieckich w przestrzeni nie przekraczał 5 dób. Pisząc o wysyłaniu bardzo dużych urządzeń w przestrzeń kosmiczną warto wspomnieć, że właśnie tego rodzaju wielkie statki będą potrzebne do realizacji załogowych wypraw kosmicznych ku innym planetom.

Wobec tego że lot Andriana Nikołajewa i Witalija Sewastianowa trwał rekordowo długo, dużą wagę zwrócono oczywiście na biomedyczny aspekt tej wyprawy. Astronaucci mieli dokładnie rozplanowaną w czasie aktywność (16 godzin) i odpoczynek (8 godzin), co można uważać za normalny cykl życiowy człowieka. Odpoczynek odbywał się przy tym w możliwie wygodnych warunkach — w śpiworach. Wiele uwagi zwracano na systematyczne ćwiczenia gimnastyczne wykonywane w specjalnych elastycznych kostiumach. Systematycznie

prowadzone też były badania stanu organizmów astronautów. Posiłków było 4 na dobę. Astronaucci jedli przy tym normalne rodzaje pożywienia, oczywiście odpowiednio przygotowane przed lotem i odpowiednio opakowane. Niektóre z posiłków były przed spożyciem podgrzewane.

Rzecz ciekawa, że pod koniec lotu zaznaczyła się pewna stabilizacja parametrów fizjologicznych. Być może więc mają rację ci specjaliści z dziedziny biomedycyny kosmicznej, którzy uważają, że możliwa jest względnie dobra adaptacja organizmu ludzkiego do warunków długotrwałego lotu kosmicznego. Oczywiście jednak sprawa ta wymaga dalszych wnikliwych badań.

Choć wyniki biomedyczne lotu należą do jednych z najważniejszych, to jednak nie tylko badania biomedyczne miał on na celu.

Bardzo ważne jest, że w czasie lotu wykonywano badania przydatności różnych urządzeń technicznych statku, w wielu przypadkach prototypowych. Zamierza się w przyszłości stosować te urządzenia jako standardowe wyposażenie następnych statków kosmicznych.

Niezmiernie ważne były doświadczenia nawigacyjne. Były to doświadczenia: 1) bierne, polegające na określaniu położenia przestrzennego, pozycji i parametrów orbity statku, przy czym zasadniczą wagę zwracano na samodzielne ich przeprowadzanie przez astronautów w oparciu o naziemne i kosmiczne punkty odniesienia; 2) aktywne, mające na celu zmiany tych parametrów za pomocą sterujących silniczków raketowych. Również i w tym przypadku wielką wagę przywiązywano do samodzielności statku.

Lot „Sojuza” 9 miał także na celu przeprowadzenie licznych i różnorodnych badań użytkowych, zarówno w celu dalszego opracowywania i udoskonalania metod prowadzenia takich badań, jak też w celu uzyskania bezpośrednich korzyści dla gospodarki narodowej.

Badania te obejmowały: 1) obserwacje meteorologiczne, zwłaszcza tworzenia się cyklonów. (Równocześnie ba-

dania te prowadzono z radzieckich meteorologicznych sztucznych satelitów Ziemi i z naziemnych stacji obserwacyjnych). Rzecz ciekawa, że astronauta widzieli powłokę chmur w atmosferze także w nocy przy świetle Księżyca. Badano też zaśnieżenie i zalodzenie Ziemi; 2) obserwacje geologiczne i geograficzne ciekawych rejonów na Ziemi; 3) obserwacje oceanograficzne. Rzecz ciekawa, że astronauta widzieli nawet przyływy oceaniczne u wybrzeży Indii.

Prowadzone także były naukowe badania podstawowe, nie mające co prawda bezpośredniej użyteczności praktycznej, ale niezwykle ważne dla rozwoju nauki w ogóle. Prowadzono na przykład różnorodne obserwacje astronomiczne.

Choć lot „Sojuza” 9 był rekordowo długotrwałym załogowym lotem kosmicznym (poprzedni rekord należał do załogi amerykańskiego statku kosmicznego „Gemini” 7 Franka Bormana i Jamesa Lovella i liczył niespełna 14 dni lotu), to jednak w rzeczywistości jeszcze większe znaczenie ma roboczy charakter lotu — astronauta wykonali bowiem nadzwyczaj wiele czynności mało może efektywnych, ale nadzwyczaj ważnych. Z tego powodu znaczenie tego lotu zostało ocenione nadzwyczaj wysoko na całym świecie.

Ukierunkowanie radzieckiego załogowego programu astronautycznego przede wszystkim na montaż dużych bliskoziemskich naukowo-technicznych baz orbitalnych, z licznymi — okresowo zmieniającymi się — załogami, jest zasadniczo odmienne od ukierunkowania programu amerykańskiego\*. Jest ono co prawda może mniej efek-

towne niż załogowe wyprawy na Księżyc (z których uczeni radzieccy bynajmniej zresztą nie rezygnują\*\*), ale niewątpliwie jest to kierunek badań o wiele bardziej użyteczny, jako że z bliskoziemskich baz orbitalnych wynikać będą liczne i bezpośrednie korzyści praktyczne, a równocześnie stanowią one będą o wiele lepszy punkt wyjścia do dalszych przedsięwzięć załogowych. Należy też do tej sprawy podchodzić z tego punktu widzenia, że tak czy inaczej Ziemia na zawsze pozostanie macierzystą planetą dla ludzkości, toteż największe znaczenie mieć będą właśnie przedsięwzięcia bezpośrednie z nią związane. Jeżeli chodzi o badania innych ciał kosmicznych, to wyprawy załogowe możliwe będą tylko ku najbliższym z nich i stanowiąc będą stosunkowo rzadkie, bardzo trudne, ryzykowne i kosztowne przedsięwzięcia. Dlatego też w tej dziedzinie trzeba się będzie zadowalać przede wszystkim na sondy kosmiczne.

A. M.

\* Niezupełnie jest to zgodne z prawdą, wiadomo bowiem przecież, że w 1972 r. Amerykanie zamierzają umieścić na orbicie wokółziemskiej stację orbitalną „Workshop” z trzyosobową załogą, która będzie się okresowo zmieniać, początkowo co miesiąc, a później jeszcze rzadziej. Stacja będzie m.in. wyposażona w teleskop do obserwacji astronomicznych. W połowie lat siedemdziesiątych ma się rozpocząć budowa stacji orbitalnej składającej się z 12-osobowych członów. W końcowym etapie jej budowy liczebność załogi ma osiągnąć 100 osób. Zamierza się też budować orbitalne stacje wokółksiężycowe. Projektowane obecnie transportowce kosmiczne wielokrotnego użytku mają służyć m.in. do zaopatrywania stacji orbitalnych i wymiany załóg. Na temat stacji orbitalnych i transportowców kosmicznych w programie NASA pisano niejednokrotnie w „Nowościach technicznych” (przyp. redakcji).

\*\* Według ostatniego oświadczenia prof. Kiełdysza, w radzieckim programie kosmicznym nie są i nie były przewidziane załogowe wyprawy na Księżyc (przyp. redakcji).

## MYŚLI I WYPOWIEDZI O PRZEMYSŁE LOTNICZYM

Redaktor Andrzej A. Mroczek w tygodniku WTK z dn. 14 czerwca br. dochodzi do wniosku, że sport lotniczy, jako dyscyplina niezbędna dla zapewnienia obrony państwa — już jutro nie będzie miał warunków do wykonania ciążących na nim zadań. W hangarach coraz luźniej — pisze w tytule swego artykułu i postuluje, że z uwagi na nieuchronną kasację przeszło 150 użytkowanych dotychczas samolotów i 200—300 szybowców z lat pięćdziesiątych i sześćdziesiątych Aeroklub PRL musi być zasilony nowym sprzętem do końca 1972 roku.

Redaktor Mroczek rozważa szanse APRL-u. Sprawa szybowców jest mniej skomplikowana, lecz samoloty stanowią istotny problem. Z powodu przebranzwienia WSK powstała tragiczna próżnia w produkcji krajowej; przemysł, nie kwapi się zaspokajając potrzeb sportu w innej fabryce, zaś kupno w Czechosłowacji lub ZSRR jest niełatwe — z powodu wysokich cen, dewiz i trudności kontraktowych. Pozostaje alternatywa ulokowania produkcji samolotów w Zakładach Remontowych APRL. Tym bardziej, że Aeroklub ma już projekty „Harnasia” i „Juhasa” opracowane przez inżynierów ze zlikwidowanej WSK — Okęcie.

Artykuł kończy się stwierdzeniem (którego chyba nikt w Polsce nie odważy się zakwestionować): nie stać nas absolutnie na to, by — nawet przez najkrótszy czas — nie szkolić pilotów!

(Z)

Kadry decydują o wszystkim. *Zlikwidować kadry?* Ten sarkastyczny tytuł dał Andrzej A. Mroczek swojej wypowiedzi w „Słowie Powszechnym” z dn. 3 lipca br. „W sporze o polski przemysł lotniczy”. Chodzi o kształcenie fachowców dla lotnictwa.

Jedynie nieporozumieniu przypisuje red. Mroczek zamiar Ministerstwa Oświaty i Szkolnictwa Wyższego zlikwidowanie dyscyplin lotniczych na Wydziale Mechanicznym, Energetyki i Lotnictwa Politechniki Warszawskiej. Przecież jednym nierozważnym pociągnięciem pióra można zburzyć to, co budowało się przez wiele lat i chodzi o to, żeby tej nierozwagi uniknąć.

Bo czy się to komu podoba, czy nie — lotnictwo będzie istnieć w Polsce w różnych dziedzinach gospodarki narodowej. I tu nie trzeba specjalnego ostrowidztwa, żeby stwierdzić, że istniejąca kadra naukowców i inżynierów lotniczych musi być wymieniana i uzupełniana, a przemysł w

zakresie specjalistów ma największe potrzeby.

W dalszej części artykułu omówiona jest rola polskiego przemysłu lotniczego w eksporcie, współpraca techniczno-kooperacyjna ze Związkiem Radzieckim i w ramach RWPG oraz wielka szansa sprzedaży na zachód lotniczej myśli technicznej i wysokiej techniki.

Po wymienieniu atutów, które wygrać może polski przemysł lotniczy, autor stwierdza, że od czasu zlikwidowania Wydziału Lotniczego na Politechnice Warszawskiej, tj. od roku 1961, gospodarka narodowa odczuwa deficyt specjalistów w różnych dziedzinach lotnictwa.

Red. Mroczek swym rzeczowym artykułem alarmuje opinię społeczną w tych samych sprawach, które wynikają z referatów opracowanych na naradę Sekcji Lotniczych SIMP i SITK pt. *Problemy szkolenia kadr lotniczych*. Tematyka ta omówiona została w przedostatnim numerze naszego miesięcznika.

Jest rzeczą konieczną dodać tu, że MEL na rok akademicki 1970/1971 uniknął losu Wydziału Lotniczego. Jednak sytuacja jest poważna i nadal wymaga napiętej uwagi działaczy i obrońców lotnictwa w Polsce.

(Z)

# WYNIKI BADAŃ PRÓBEK Z KSIĘŻYCA

Z badań próbek gruntu księżycowego dostarczonych przez wyprawę „Apollo” 11 wynika, że wiek Księżyca przekracza 4,5 mld lat; w jego skorupie, podobnie jak na Ziemi, w największych ilościach występuje dwutlenek krzemu; dużo jest poza tym pierwiastków ziem rzadkich, tytanu i gazów szlachetnych, a mało — węgla. Obok minerałów typu ziemskiego wykryto w gruncie księżycowym trzy minerały zupełnie nowe. Stwierdzono istnienie szczątkowego magnetyzmu oraz niewielkich ilości związków organicznych. Nie wykryto natomiast śladów organizmów żywych i wody. Artykuł zawiera tablice, w których zestawiono najważniejsze wyniki badań próbek księżycowych.

Głównym zadaniem naukowym załogowych wypraw na Księżyc jest gromadzenie tam próbek gruntu i przetransportowywanie ich na Ziemię, gdzie zostają poddane badaniom laboratoryjnym.

Obecnie posiadamy już pełny wynik badań próbek dostarczonych na Ziemię przez wyprawę „Apollo” 11 w lipcu 1969 r., a prowadzi się intensywne badania próbek dostarczonych przez wyprawę „Apollo” 12 w listopadzie 1969 r.

Trzecią partię próbek miała dostarczyć wyprawa „Apollo” 13 w kwietniu 1970 r., ale, jak wiadomo, przebieg jej był nieudany i wyprawa omal nie skończyła się katastrofą.

W przypadku dwóch pierwszych wypraw badanie próbek było wykonane w dwóch etapach. Jak wiadomo bowiem, próbki zostały najpierw poddane na Ziemi kwarantannie biologicznej, aby wykluczyć zawleczenie z Księżyca na naszą planetę jakichś drobnoustrojów. Naturalnie, prawdopodobieństwo ich istnienia w gruncie Księżyca jest zupełnie znikome, ale konieczna jednak była skrajna ostrożność. Kwarantanna ta została przeprowadzona w specjalnie zbudowanym laboratorium odbiorczym (Lunar Receiving Laboratory) w Houston w Teksasie.

Już w czasie jej trwania prowadzone jednak były — z zachowaniem należytej ostrożności — drobiazgowo badania próbek przez specjalnie w tym celu utworzony zespół specjalistów Preliminary Examination Team. Należy sobie bowiem zdawać sprawę z tego, że choć próbki są przetransportowywane na Ziemię w szczelnych zasobnikach, w znacznej mierze zapewniających utrzymanie „próżni”, to jednak rzecz jasna, po wyizolowaniu ze środowiska księżycowego i przeniesieniu w środowisko ziemskie podlegają one zmianom. Chodziło więc o to, aby możliwie jak najszybciej uchwycić ich cechy charakterystyczne.

Zespół badań wstępnych sklasyfikował zebrany materiał na 4 kategorie:

- drobnoziarnista, pęcherzykowata, krystaliczna skała magmowa
- średnioziarnista, jamista, krystaliczna skała magmowa
- brekcja — mieszanina ziarn różnego typu skał, minerałów i ziarn szklistych
- miał

Zespół ten sformułował także 18 wniosków, których tu jednak przytaczać nie będę, jako że do takich samych wniosków doszli naukowcy z wyspecjalizowanych laboratoriów.

Po zakończeniu kwarantanny próbki zostały z kolei przekazane do jeszcze szczegółowszych badań w przeszło 150 wyspecjalizowanych laboratoriach — w większości w USA, ale też do niewielkiej liczby laboratoriów w krajach zachodnich.

Wyniki tych badań opublikowane zostały na specjalnej konferencji naukowej, która odbyła się w dniach od 5 do 8 stycznia br. w Houston przy udziale 700 uczonych (niestety żadnego z Polski). Następnie pod koniec stycznia zostały one wydane drukiem w postaci specjalnej publikacji naukowej.

Jest to publikacja niezwykle obszerna i szczegółowa, toteż rzecz jasna nie sposób jest w krótkim artykule wyczerpująco zrelacjonować wyniki tych badań i siłą rzeczy konieczne jest ograniczenie się do informacji najbardziej podstawowych.

Istotną trudność nastęrcza też synteza uzyskanych danych, dlatego że dotyczą one nader wielu zagadnień i uzyskiwane były przez wiele zespołów badawczych, przy czym występują między nimi różnice. Jeszcze trudniej jest o wyciąganie wniosków. Niejednokrotnie różne zespoły badawcze dochodzą do wniosków diametralnie przeciwnych.

Pokaźna grupa badaczy zajęła się określeniem wieku próbek. Wyróżnić tu należy w zasadzie trzy podstawowe okresy czasu: wiek Księżyca, wiek danego odłamka skały księżycowej mówiący o tym, kiedy ona powstała, np. kiedy zastygła magma tworząca powierzchnię danego morza księżycowego, i czas ekspozycji, tzn. okres czasu przez jaki dana próbka przebywała na powierzchni Księżyca wystawiona na oddziaływania kosmiczne (w tym napromieniowania przez promienie jonizujące z przestrzeni kosmicznej).

Dla określenia dwóch pierwszych okresów czasu stosuje się analizę zawartości w badanych próbkach izotopów promieniotwórczych i stabilnych produktów ich rozpadu. Klasyczną metodą w tej dziedzinie jest analiza stosunku ilościowego uranu i powstającego z niego ołowiu, względnie toru i ołowiu, jak też poszczególnych izotopów pierwiastków. Zastosowano także nowsze me-

tody: rubid/stront i potas/argon. Dodać należy, że każda z tych metod ma określone zalety i wady i określoną dokładność.

Dla wyznaczenia czasu ekspozycji posługiwano się przede wszystkim analizą zawartości w próbkach izotopów promieniotwórczych wytwarzanych w nich przez oddziaływanie wysokoenergetycznych promieniowań z przestrzeni kosmicznej.

Wobec tego że różne zespoły badawcze uzyskały nieco odmienne wyniki, poniżej przytoczone dane mają charakter średnich.

Zawartość uranu w badanych próbkach mieści się w granicach od około 0,16 do około 0,88 cz./mln, toru 0,53—3,75, ołowiu 0,29—1,7.

Wiek pyłu i brekcji określono na  $4,5 \div 4,75$  mld lat.

Wiek skał magmowych określono na  $3,4 \div 3,80$  (jeden zespół otrzymał 4,24 mld lat).

Niektóre kamienie mają jednak wiek znacznie młodszymi. Znaleziono na przykład kamień o wieku ocenianym tylko na 2,3 mld lat, to znaczy powstał on z materiału stopionego przed takim okresem czasu. Przyczyną stopienia mógł być wybuch wulkanu lub uderzenie meteorytu.

Ogólnie rzecz biorąc, Księżyc jest więc niewątpliwie starszy niż 4,5 mld lat (co pokrywa się z dotychczasowymi poglądami), wiek zaś Morza Spokoju (miejsca lądowania wyprawy „Apollo” 11) oszacować można na 3,6 mld lat (co także nie stanowi zaskoczenia).

Na czasy ekspozycji próbek skalnych otrzymano wartości od 20 do 509 mln lat — a więc bardzo małe, a na czas ekspozycji samego gruntu — 500 mln lat. Podkreślić przy tym należy, że stwierdzono, iż niektóre próbki pobrane z pewnej głębokości przebywały niegdyś bezpośrednio na powierzchni Księżyca.

Dane te świadczą o tym, że wierzchnia warstwa gruntu Księżyca ulega mieszanemu. Nie jest to niczym dziwnym i nieoczekiwanym, dlatego że przecież powierzchnia Księżyca znajduje się pod ostrzałem meteorytowym i mikrometeorytowym, który choć mało intensywny, to jednak w przeciągu milionów lat gruntownie ją miesza. W badaniach tych posługiwano się analizą zawartości nuklidów  $^{131}\text{Xe}$ ,  $^{98}\text{Ar}$ ,  $^3\text{H}$ ,  $^3\text{He}$  i innych.

Istotny przedmiot badań stanowiło określenie składu chemicznego próbek księżycowych. (Wyjaśnić tu należy, że stosowano w tym celu wysoce subtelne i dokładne metody badawcze — na przykład spektrometrii masowej czy aktywacji neutronowej).

Okazało się, podobnie jak na Ziemi, że najobficiej występującym w wierzchniej warstwie gruntu Księżyca pierwiastkiem jest tlen, a na drugim miejscu znajduje się krzem.

Tablica 1 podaje wyniki uzyskane przez jeden z zespołów badawczych, które można uznać jako mniej więcej reprezentujące średni skład gruntu. Różnice składu chemicznego różnych próbek mogą świadczyć o rozległej frakcjonacji w stopionym materiale ogniowym. Znamienna jest względna obfitość (w porównaniu z ziemskim gruntem) pierwiastków grupy ziem rzadkich i pierwiastków trudno topliwych, a niedobór pierwiastków alkalicznych i lotnych. Znamienna także jest, że w gruncie księżycowym materiał meteorytowy stanowi tylko około 3%. Znamienna jest bardzo mała zawartość wę-

Tablica 1. Średnie wyniki badań składu gruntu

Pierwiastek	Rodzaj próbki			
	Typ A	Typ B	Typ C	Typ D
	Zawartość w %			
O	40,4	40,7	40,7	41,5
Mg	4,2	4,8	5,0	4,8
Al	4,0	4,4	6,1	6,9
Si	18,9	19,6	19,6	19,7
Ca	8,4	8,2		8,1
Ti	6,5	7,0	5,5	4,3
Fe	14,0	14,6	11,1	12,0
	Zawartość cz./mln			
B	0,8	0,7		1,03
Li	14,0	23	13,3	10,4
Na	3000	3470	3920	3150
Cl	12,0	12,2	16,5	27,1
K	2010	2060	1320	1090
Sc	87	86	69	61
Cr	2160	2310	1900	1830
Mn	1800	1480	1050	1560
Co	25,4	24,5	24,0	27,2
Ni	10			280
Cu	4,3	7,7		8,2
Ga	5,2	4,2		4,9
Ge	1	1		1,6
Rb	5,2	4,2		3,0
In	0,0027	0,138		0,75
Cs	0,20	0,12		0,12
La	25	21	18	15
Ce	107	76		63
Pr	9,6	7,8		5,3
Nd	60	58	60	47
Sm	12,6	11,9	8,5	7,6
Eu	1,80	1,89	1,68	1,67
Gd	30	19		18
Tb	5,0	4,6		2,8
Dy	24	19		17
Ho	5,5	3,8		4,6
Er	12	13		9,5
Yb	16,8	15,6	11,1	8,3
Lu	2,15	2,12	1,56	1,30
Hf	25,7	23,2		15,6
Ta	2,0	2,2	2,1	1,3
W	0,43	0,40		0,22
Au	0,0016	0,0087		0,0021
Th	3,05	3,05		1,25
U	0,80	0,69		0,35

gla  $140 \div 225$  cz./mln — skupia się on przede wszystkim w brekcji i małe i częściowo występuje w postaci lotnej ( $\text{CO}$  i  $\text{CO}_2$ ) — i względna obfitość tytanu.

Naturalnie, tak jak w przypadku Ziemi poszczególne pierwiastki niemal nie występują w postaci wolnej, ale tworzą różne związki chemiczne. Najobficiej występują oczywiście tlenki, a wśród nich, tak jak na Ziemi, na pierwszym miejscu znajduje się dwutlenek krzemu (kwarc). Woda w gruncie Księżyca nie występuje. Zawartość w próbkach księżycowych tlenków podaje tablica 2.

Badania próbek księżycowych miały też na celu określenie ich składu izotopowego. Są to badania niesłychanie ważne, gdyż można w ten sposób wyznaczyć na przykład temperaturę zastygania skał księżycowych. Zależnie od rodzaju izotopów, których względną zawartość analizowano, i zależnie od rodzaju badanych minerałów temperatury te kształtują się w granicach  $1100 \div 1340$  °C.



**Tablica 2. Zawartość w próbkach tlenków**  
(w % wagowo)

	Typ A	Typ B	Typ D
SiO <sub>2</sub>	39,79	42,01	41,50
TiO <sub>2</sub>	11,44	8,81	7,50
Al <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	10,84	11,67	14,31
FeO	19,35	17,98	15,62
MgO	7,65	6,25	7,95
CaO	10,08	12,18	11,84

Oczywiście, badano także zawartość izotopów promieniotwórczych. Zawartość różnych radionuklidów podaje tablica 3.

Znamienne dla gruntu księżycowego jest względnie obfite występowanie w nim gazów szlachetnych. Powszechnie uważa się, że pochodzą one ze Słońca, czyli że stanowią go cząstki wiatru słonecznego, które docierają do powierzchni Księżyca i wnikają w jego grunt „osadzając” się na powierzchni ziarn brekcji, a zwłaszcza miału. Na powierzchni ziarn szklanych gazów tych jest jednak znacznie mniej.

Zawartość gazów szlachetnych w różnych typach próbek podaje tablica 4.

Nadmienić należy, że na podstawie analizy zawartości gazów w gruncie Księżyca można określić czas jego ekspozycji.

Nader istotny rodzaj badań stanowiły badania mineralogiczne. Wykazały one, że minerały i skały ogniowe krystalizowały z materiału stopionego, stosunkowo szybko stygnącego (być może przechłodzonej magmy), w warunkach niskiego ciśnienia cząstkowego tlenu i braku wody, w temperaturach rzędu 1140÷1070 °C. Mniema się, że księżycowa magma powstała w wyniku wulkanizmu, a nie uderzeń meteorytów. Wietrzenia chemicznego w zasadzie nie zaobserwowano, ale prawdopodobne jest, że w trakcie krystalizacji zachodziła dyferencjacja odgazowanego ciekłego Księżyca, w wyniku której mogło powstać jądro bogate w żelazo, płaszcz oliwinowo-piroksenowy i plagioklazowa skorupa.

Utworzona w wyniku procesów zestygania powierzchnia Księżyca podlegała następnie metamorfizacji i erozji przez oddziaływania kosmiczne — przede wszystkim uderzenia meteorytów i mikrometeorytów, których ślady uderzeń widać nawet na najmniejszych ziarnach gruntu.

**Tablica 3. Zawartość nuklidów promieniotwórczych w miałe księżycowym**

Rodzaj jądra	Okres półrozpadu	Zawartość (rozpad min/kg)
<sup>10</sup> Be	2,5 · 10 <sup>6</sup> lat	15,7 ± 1,6
<sup>22</sup> Na	2,6 lat	55 ± 7
<sup>26</sup> Al	7,4 · 10 <sup>5</sup> lat	108 ± 17
<sup>36</sup> Cl	3 · 10 <sup>5</sup> lat	17,0 ± 1,6
<sup>49</sup> V	330 dni	7,4 ± 2,0
<sup>54</sup> Mn	303 dni	18 ± 10
<sup>53</sup> Mn i <sup>51</sup> Mn		82 ± 11
<sup>53</sup> Mn	2 · 10 <sup>6</sup> lat	
<sup>55</sup> Fe	2,6 lat	195 ± 22
<sup>56</sup> Co	77 dni	44 ± 6
<sup>57</sup> Co	220 dni	1,8
<sup>58</sup> Ni	8 · 10 <sup>1</sup> lat	2,6 ± 0,8

Stwierdzono, że na Księżycu występują następujące minerały: plagioklaz, augit, ilmenit, oliwin, krystobalit, troilit, klinopiroksen, piroksen i wiele innych. Wykryto też trzy nowe minerały — nie spotykane na Ziemi. Znamienne jest występowanie skał o prawie identycznym składzie mineralnym, ale różnej ziarnistości (gabroidalnych — grubo ziarnistych i bazaltowych — średnioziarnistych).

Wśród próbek pobranych z Morza Spokoju znaleziono też okazy, których charakter budowy wyraźnie świadczy, że pochodzą one z innych rejonów — prawdopodobnie łądów. Nie jest to niczym niezrozumiałym, gdyż w warunkach grawitacji księżycowej wybuchy wulkaniczne lub meteorytowe mogą rozrzucać odłamki na ogromne odległości.

Nadzwyczaj ciekawą substancją wykrytą w gruncie Księżyca są drobne kuleczki i nieregularne ziarna szklane. Jest prawie pewne, że stanowią one produkt topienia gruntu Księżyca przez uderzenia meteorytów. Ziarna te są zarówno bezbarwne, jak i kolorowe i mają skład chemiczny podobny do składu pospolitych skał i minerałów księżycowych. Wśród kulek bezbarwnych obficie występują kulki o rozmiarach mniejszych niż 0,02 mm. Znamienne jest, że często na powierzchni poszczególnych ziarn szklanych widoczne są mikrokraterki stanowiące ślady po bezpośrednich uderzeniach mikrometeorytów, jak też wtórnych hiperszybkich ziarn wybitych z gruntu przez uderzenia meteorytów. W tych mikrokraterkach widoczne są szkliste rozbryzgi (charakterystyczne jest to także dla jamek wybitych w bryłkach skalnych).

Objawy metamorfizacji uderzeniowej w gruncie Księżyca wskazują na to, że zachodziła ona przy ciśnieniach sięgających megabarów (w miałe i brekcji), a w skałach przeciętnie przy ciśnieniach dziesięć razy mniejszych.

Oddziaływania kosmiczne powodują oczywiście powolną erozję powierzchni Księżyca. Wartość jej oceniana jest na 10<sup>-7</sup> cm/rok (1 m/l mld lat).

Badania próbek księżycowych miały także na celu określenie ich właściwości magnetycznych i elektrycznych. Stwierdzono, że w próbkach istnieje szczątkowy magnetyzm o wartości 8,4÷0,30 · 10<sup>-5</sup> jm/g lub według innego zespołu 3,7 · 10<sup>-5</sup> jm/cm<sup>3</sup>. Na razie jednak nie jest pewne, czy nie jest to wynik namagnesowania w czasie transportu lub pobytu na Ziemi. Jeden z zespołów badawczych uważa, że na powierzchni Księżyca mogą po-

**Tablica 4. Zawartość gazów szlachetnych [cm<sup>3</sup>/g]**

Rodzaj jądra	Typ A	Typ B	Typ C	Typ D
<sup>3</sup> He	4,39 · 10 <sup>-7</sup>	2,92 · 10 <sup>-8</sup>	3,27 · 10 <sup>-8</sup>	7,88 · 10 <sup>-8</sup>
<sup>4</sup> He	6,76 · 10 <sup>-4</sup>	4,91 · 10 <sup>-4</sup>	9,05 · 10 <sup>-2</sup>	2,01 · 10 <sup>-1</sup>
<sup>20</sup> Ne	5,49 · 10 <sup>-7</sup>	7,75 · 10 <sup>-7</sup>	1,25 · 10 <sup>-3</sup>	2,21 · 10 <sup>-3</sup>
<sup>21</sup> Ne	5,83 · 10 <sup>-8</sup>	4,66 · 10 <sup>-7</sup>	3,50 · 10 <sup>-6</sup>	5,65 · 10 <sup>-6</sup>
<sup>22</sup> Ne	7,95 · 10 <sup>-8</sup>	5,59 · 10 <sup>-7</sup>	1,00 · 10 <sup>-4</sup>	1,74 · 10 <sup>-4</sup>
<sup>36</sup> Ar	1,16 · 10 <sup>-7</sup>	4,65 · 10 <sup>-7</sup>	1,85 · 10 <sup>-4</sup>	3,71 · 10 <sup>-4</sup>
<sup>38</sup> Ar	8,15 · 10 <sup>-8</sup>	6,46 · 10 <sup>-7</sup>	3,64 · 10 <sup>-6</sup>	7,21 · 10 <sup>-6</sup>
<sup>40</sup> Ar	4,19 · 10 <sup>-5</sup>	4,95 · 10 <sup>-6</sup>	5,63 · 10 <sup>-4</sup>	4,09 · 10 <sup>-4</sup>
<sup>84</sup> Kr	4,2 · 10 <sup>-10</sup>	7,2 · 10 <sup>-10</sup>	8,5 · 10 <sup>-8</sup>	2,11 · 10 <sup>-7</sup>
<sup>132</sup> Xe	1,5 · 10 <sup>-10</sup>	3,5 · 10 <sup>-10</sup>	2,2 · 10 <sup>-8</sup>	2,87 · 10 <sup>-8</sup>

Tablica 5. Przewodność cieplna próbek [cal/g/°C]

T [°K]	Pęcherzykowy bazalt (typ A)	Regolit
100	0,0633	0,0665
140	922	955
180	1217	1235
220	1451	1446
260	1632	1617
300	1786	1771
340	1917	1916

wstawiać chwilowe lokalne pola magnetyczne, towarzyszące zjawiskom występującym w czasie uderzeń meteorytów. Ogólnie rzecz biorąc, zgodnie z tym czego oczekiwano, stwierdzono, że grunt Księżyca ma właściwości ferromagnetyczne. Łatwo to objaśnić obecnością w nim żelazo-niklowej domieszki pochodzenia meteorytowego. Wyznaczone dla próbek księżycowych punkty Curie mają wyjątkowo dużą wartość 680-780 °C.

Badano też inne właściwości fizyczne gruntu. Stwierdzono, że w miale i brekcji występuje termoluminescencja z maksimum w temperaturze 350 °C, a w skałach krystalicznych — w temperaturze 400 °C. Odpowiedzialny za nią jest przede wszystkim plagioklaz. Na podstawie badań tego zjawiska oceniono, że dobowe wahania temperatury zachodzą do głębokości 10,5 cm (co pokrywa się z wcześniejszymi przypuszczeniami).

Przewodność cieplną próbek podaje tablica 5.

W przenikaniu ciepła przez grunt zasadniczą rolę odgrywa prawdopodobnie promieniowanie, przewodność odgrywa rolę bardzo małą, a konwekcja — znikomą. Wyznaczono także prędkości fal sejsmicznych. Podaje je tablica 6. Średnia gęstość gruntu Księżyca ma wartość 3,1 g/cm<sup>3</sup>, ale w wierzchniej warstwie tylko 1,6 g/cm<sup>3</sup>.

Po sproszkowaniu próbek księżycowych przekonano się, że otrzymany materiał ma inne właściwości optyczne

Tablica 6. Prędkość fal sejsmicznych w gruncie [w km/s]

Gęstość próbki [g/cm <sup>3</sup> ]	Fala	Ciśnienie [kb]						
		0,0	0,5	1,0	2,0	3,0	4,0	5,0
3,18	P	3,50	4,80	5,55	6,30	6,80	7,00	7,20
	S	2,20	2,88	3,25	3,67	3,87	4,00	4,08
2,88	P	2,82	3,80	4,65	5,62	6,18	6,52	6,78
	S	1,70	2,54	2,82	3,20	3,39	3,50	3,62
2,34	P	1,50	2,90	3,50	4,05	4,30	4,40	4,50
	S	1,05	1,70	2,00	2,28	2,42	2,65	2,78
Głębokość pod powierzchnią Księżyca [km]		0	11	18	37	55	75	95

niż miał księżycowy. Tłumaczy się to tym, że grunt księżycowy jest wystawiony na oddziaływania kosmiczne, toteż nabiera swoistych cech.

Nader ciekawy i istotny przedmiot badań stanowiły próby wykrycia substancji organicznych. Aczkolwiek udało się stwierdzić obecność minimalnych domieszek związków organicznych 10-126 cz./mln, to jednak jest niemal pewne, że stanowią one zanieczyszczenia pochodzenia ziemskiego. Odpowiedzialnością za nie obarcza się zwłaszcza hamujący silnik rakietowy lądownika LM. Stwierdzono bowiem w czasie prób naziemnych, że w czasie działania tego silnika powstają podobne związki. W związku z tym ilość na Księżycu swoistych związków organicznych jest prawdopodobnie nie większa niż 1-10 cz./mln.

Bardzo istotne jest, że w materiale księżycowym nie wykryto ani śladu organizmów żywych, ani też śladu obiektów, które można by uznać za skamieniałości organizmów żywych. Pokrywa się to z dotychczasowymi poglądami. Materiał księżycowy nie wywiera też żadnych oddziaływań biologicznych.

**P R E N U M E R A T Ę**

**TECHNIKI LOTNICZEJ i ASTRONAUTYCZNEJ**

**p r z y j m u j e**

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

**telefon 26-80-16**

# UKŁAD STEROWANIA RADZIECKIEGO SILNIKA DWUPRZEPLYWOWEGO D-30

*W artykule opisano działanie najważniejszych zespołów układu sterowania radzieckiego silnika dwuprzepływowego D-30: urządzenia regulacji wydatku paliwa NR-30, regulatora odśrodkowego CR-1W służącego do ograniczania prędkości obrotowej zespołu niskiego ciśnienia silnika i regulatora odśrodkowego CR-2W sterującego zaworami upustu i poboru powietrza oraz topatkami kierownicy wlotowej sprężarki wysokiego ciśnienia.*

Zasadniczym zespołem układu sterowania radzieckiego silnika dwuprzepływowego D-30 (skonstruowanego przez biuro Sołowiowa do samolotu Tu-134) jest urządzenie regulacji wydatku paliwa zablokowane z pompą tłoczącą typu Vickers i noszące oznaczenie NR-30. Zadania pomocnicze spełniają regulatory odśrodkowe CR-1W i CR-2W.

## Urządzenie regulacji wydatku paliwa NR-30

**Regulacja wydatku paliwa w ustalonych warunkach pracy silnika**

Ustalone warunki pracy silnika w zmiennych warunkach lotu utrzymują:

- zawór różnicowy w zakresie prędkości obrotowych zespołu wysokiego ciśnienia mniejszych od zakresu prędkości regulowanych, tj. mniejszych od  $9700 \pm 100$  obr/min,
- odśrodkowy regulator pompy w zakresie regulowanych prędkości obrotowych.

Działanie zaworu różnicowego odbywa się na zasadzie zachowania stałej i wynoszącej  $10 \text{ kg/cm}^2$  różnicy ciśnień paliwa przed i za zaworem dławiącym. W przypadku gdy różnica ta jest większa od  $10 \text{ kg/cm}^2$ , suwak zaworu różnicowego przesunie się o tyle w lewo pod wpływem ciśnienia paliwa sprzed zaworu dławiącego, iż nastąpi połączenie ze zlewem zamkniętej przestrzeni między tłokami hydraulicznego układu serwo. Jednocześnie suwak ten połączy kanał wysokiego ciśnienia za pompą z przestrzenią pod tłokiem sterującym tarczą oporową, dzięki czemu układ obydwu tłoków przesunie się do góry powodując zmniejszenie kąta pochylenia tarczy oporowej, a tym samym zmniejszenie wydatku paliwa pompy.

Zmniejszenie wydatku paliwa pociąga za sobą zmniejszenie różnicy ciśnień przed i za zaworem dławiącym. Odbywać się to będzie dotąd, aż różnica ta osiągnie zadaną wartość, tzn.  $10 \text{ kg/cm}^2$ ; wtedy suwak zaworu różnicowego wróci w położenie wyjściowe zamykając dopływ paliwa do przestrzeni pod tłokiem tarczy oporowej i odcinając połączenie przestrzeni międzytłokowej ze zlewem.

Dzięki działaniu zaworu różnicowego wydatek paliwa pozostaje nie zmieniony mimo zmiany prędkości obrotowej zespołu wysokiego ciśnienia wskutek zmiany warunków lotu.

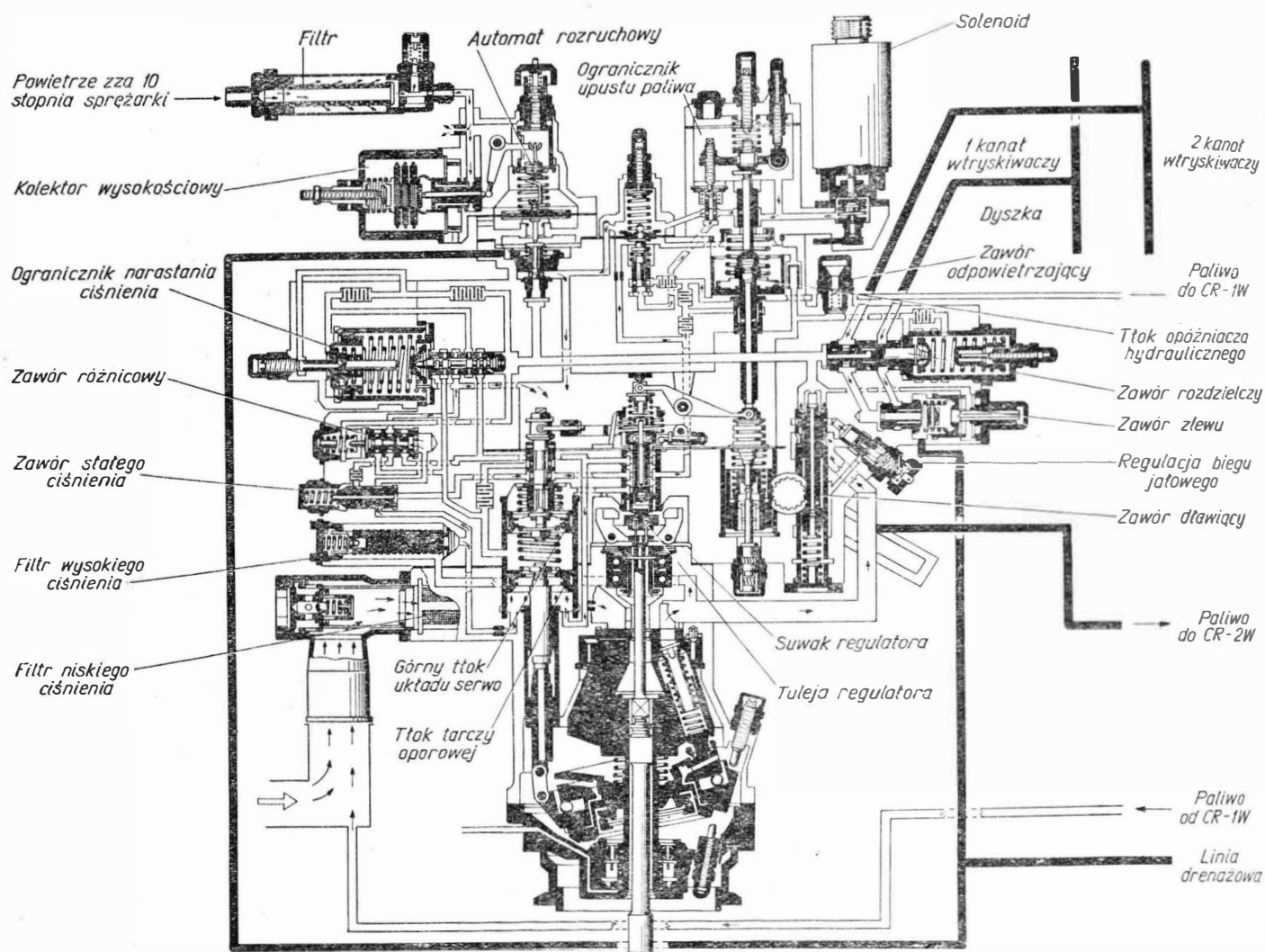
Po zamknięciu zaworu dławiącego różnica ciśnień paliwa gwałtownie wzrasta powyżej  $10 \text{ kg/cm}^2$  i suwak

zaworu różnicowego przesuną się w skrajne lewe położenie. Następuje wtedy takie ustawienie tarczy oporowej, które odpowiada minimalnemu wydatkowi paliwa, zabezpieczając przed powstaniem wysokiego ciśnienia paliwa, które mogłoby doprowadzić do zniszczenia regulatora wydatku.

W zakresie regulowanych prędkości obrotowych regulacja wydatku paliwa realizowana jest przez regulator odśrodkowy.

Położenie suwaka regulatora odśrodkowego jest funkcją prędkości obrotowej silnika. Jeżeli prędkość obrotowa jest ustalona, położenie suwaka jest takie, że cały układ serwo jest w równowadze i aby zwiększyć prędkość obrotową silnika, należy zwiększyć obciążenie sprężyny suwaka regulatora odśrodkowego, co realizowane jest przez przestawienie dźwigni sterującej.

W przypadku spadku prędkości obrotowej zostaje zachwiana równowaga suwaka regulatora, który przesunie się w dół. Takie ustawienie suwaka powoduje podanie większej ilości paliwa do przestrzeni nad górnym tłokiem układu serwo i jednocześnie połączenie przestrzeni pod tłokiem tarczy oporowej ze zlewem. Układ obydwu tłoków zacznie przesunąć się w dół zwiększając kąt nachylenia tarczy oporowej, a tym samym wydatek paliwa. Suwak górnego tłoka przesuwając się w dół połączy poprzez dławik przestrzeń między tłokami z linią zlewu. Jednocześnie pod działaniem dźwigni tuleja suwaka regulatora zacznie też przesunąć się do dołu, lecz z pewnym opóźnieniem w stosunku do suwaka, zachowując się jak typowy układ nadążny. Przy prędkości obrotowej silnika bliskiej zadanej suwak i tuleja regulatora zajmą położenie odpowiadające położeniu wyjściowemu. Wtedy do przestrzeni nad górnym tłokiem i do przestrzeni pod tłokiem tarczy oporowej podawane jest paliwo o takim ciśnieniu jak przy zadanej prędkości obrotowej, zaś przestrzeń między tłokami zostaje połączona z kanałem stałego ciśnienia za pośrednictwem suwaka górnego tłoka. W przestrzeni między tłokami nastąpi wzrost ciśnienia, a tym samym wzajemnie przeciwny sobie ruch obu tłoków. Suwak i tuleja regulatora odśrodkowego będą z jednakową prędkością przesunąć się do góry (ich wzajemne położenie nie ulega zmianie). Ruch do góry ustanie z chwilą, gdy suwak górnego serwo tłoka zamknie połączenie przestrzeni między tłokami z kanałem stałego ciśnienia; nastąpi to wówczas, gdy silnik osiągnie żadaną prędkość obrotową. Wtedy suwak i tuleja regulatora oraz górny tłok zajmą położenie wyjściowe, zaś tłok tarczy



1. Schemat regulatora wydatku paliwa NR-30

oporowej znajdzie się w położeniu odpowiadającym zwiększonemu kątowi nachylenia tarczy oporowej.

W przypadku wzrostu prędkości obrotowej cały układ działa analogicznie jak poprzednio, z tym że ruch wszystkich wymienionych elementów odbywa się w kierunku przeciwnym, zaś przestrzeń między tłokami będzie połączona nie z kanałem stałego ciśnienia, lecz ze zlewem.

#### Regulacja wydatku paliwa podczas przyspieszania

Podczas przyspieszania silnika zadanie regulacji wydatku paliwa spełniają następujące zespoły:

- opóźniacz hydrauliczny, który pracuje w zakresie regulowanych prędkości obrotowych,
- ogranicznik narastania ciśnienia pracujący w zakresie od warunków biegu jałowego do prędkości obrotowych mniejszych od startowych.

Jeżeli w zakresie regulowanych prędkości obrotowych dźwignia sterująca zostanie przestawiona do przodu, przesunie ona w górę za pomocą zębatego tulejki ślizgowej opóźniacza hydraulicznego. Tulejka ślizgowa zamknie otwór zlewowy paliwa w tłoczysku tłoka opóźniacza, wskutek czego paliwo z kanału stałego ciśnienia dostanie się do przestrzeni pod tłokiem. Tłok i związane z nim tłoczysko przesuwają się będą w górę z prędkością określoną przepustowością dwóch tłumików hydrau-

licznych. W wyniku tego dźwignia, której jeden koniec jest związany z tłoczyskiem, a drugi ze sprężyną suwaka regulatora odśrodkowego, zacznie obciążać sprężynę regulatora. Sprężyna z kolei przereguluje regulator odśrodkowy na nowe warunki pracy (ruch suwaka do dołu). Przesuwanie tłoka opóźniacza zakończy się z chwilą otwarcia otworu zlewowego w tłoczysku, tzn. z chwilą gdy tłok przesunie się o wielkość przesunięcia tulejki ślizgowej.

W przypadku zmniejszania prędkości obrotowej silnika tłok opóźniacza hydraulicznego będzie się przemieszczał w dół z prędkością określoną przepustowością górnego tłumika hydraulicznego, która jest tak dobrana, aby nie nastąpiło zerwanie płomienia w komorze spalania silnika.

W przypadku płynnego przestawienia dźwigni sterującej do przodu od położenia odpowiadającego warunkom biegu jałowego szybko wzrasta ciśnienie paliwa przed zaworem rozdzielającym. Na skutek tego suwak ogranicznika narastania ciśnienia przesuwają się w lewo i przemyka kanał zlewu paliwa z przestrzeni po lewej stronie tłoka ogranicznika, dokąd paliwo doprowadzane jest przed zawór rozdzielczy przez układ dwóch tłumików hydraulicznych. Tłok pokonując opór sprężyny zaczyna przesuwac się w prawo i napina sprężynę tak długo, jak długo wzrasta ciśnienie paliwa przed zaworem rozdzielczym. W związku z tym ogranicznik na-

rastania ciśnienia nie wpływa na zmianę wydatku paliwa.

Przy gwałtownym przestawieniu do przodu dźwigni sterującej spada szybko ciśnienie paliwa pod tłokiem tarczy oporowej. Jednocześnie szybko wzrasta ciśnienie przed zaworem rozdzielczym spowoduje przesunięcie suwaka ogranicznika o tyle w lewo, że przestrzeń między tłokami hydraulicznego układu serwo zostanie połączona ze zlewem, zaś do przestrzeni pod tłok tarczy oporowej przez skośny otworek zostanie podane paliwo sprzed zaworu rozdzielczego. W ten sposób tłok tarczy oporowej pozostanie przez pewien czas w położeniu wyjściowym. W tym czasie paliwo z kanału stałego ciśnienia przepływając przez dwa tłumiki hydrauliczne dostaje się do przestrzeni pod tłokiem opóźniacza hydraulicznego, wskutek czego przesuwa on się wraz z tłoczyskiem z określoną prędkością w górę. Za pośrednictwem dźwigni zostaje obciążona sprężyna suwaka regulatora dośrodkowego, która przeregulowuje układ regulatora w taki sposób, że paliwo z kanału stałego ciśnienia dostaje się do przestrzeni nad górnym tłokiem układu serwo, zaś przestrzeń pod tłokiem tarczy oporowej zostaje połączona ze zlewem. Podczas przesuwania się w prawo tłoka ogranicznika zostaje odsłonięty otwór w jego tłoczysku i paliwo z pominięciem jednego z tłumików dodatkowo dopływa do przestrzeni po lewej stronie tłoka, zwiększając jego przesunięcie. Powoduje to zamknięcie skośnego otworka w tulei suwaka ogranicznika, a tym samym zamknięcie dopływu paliwa sprzed zaworu rozdzielczego do przestrzeni pod tłokiem tarczy oporowej. W wyniku zostaje zwiększony wydatek paliwa z pompy i wszystkie zespoły znajdują się w położeniu odpowiadającym zwiększonej prędkości obrotowej.

#### Rozruch silnika

Przy nie pracującym silniku tarcza oporowa pompy tłoczącej ustawiona jest na maksymalny kąt, wobec czego w pierwszej chwili rozruchu podana byłaby zbyt duża ilość paliwa w stosunku do ilości powietrza. Prowadziłoby to do nagłego chwilowego wzrostu temperatury powyżej wartości dopuszczalnej. Działanie automatu rozruchowego polega na odpowiednim regulowaniu wydatku paliwa w zależności od wydatku powietrza. W pierwszej fazie rozruchu wydatek powietrza jest mały, a ciśnienie paliwa przed zaworem rozdzielczym wzrasta bardzo szybko, skutkiem czego suwak automatu rozruchowego zostaje podniesiony do góry i upuszcza część paliwa na zlew. Ze wzrostem prędkości obrotowej wzrasta ciśnienie powietrza za sprężarką. Ciśnienie to działa na membranę, która bezpośrednio steruje suwakiem automatu. Przy prędkości obrotowej 6000 obr/min suwak pod działaniem membrany całkowicie zamyka drogę paliwa na zlew.

Rozruch silnika w czasie lotu na wysokości ułatwia korektor wysokościowy, który za pomocą zespołu puszek aneroidowych, popychacza, dźwigni i sprężyn zmniejsza oddziaływanie membrany na suwak automatu, umożliwiając upust paliwa na zlew przy mniejszym jego ciśnieniu.

#### Regulacja wydatku paliwa w zależności od temperatury gazów

Ze względu na niebezpieczeństwo przekroczenia dopuszczalnej temperatury gazów zastosowano ogranicznik temperatury PRT-35. Zadanie tego zespołu polega na

zmniejszaniu wydatku paliwa do silnika w przypadku wzrostu temperatury gazów powyżej wartości dopuszczalnej. W skład zespołu PRT-35 wchodzi:

- 12 termopar mierzących temperaturę gazów za turbiną i będących jednocześnie nadajnikiem zespołu,
- elektryczny wzmacniacz URT-19A—2T,
- solenoid EMT-243,
- mechanizm ogranicznika temperatury OT,
- ogranicznik spadku prędkości obrotowej MOR.

Paliwo z kanału stałego ciśnienia dopływa przez kalibrowaną dyszkę pod membranę ogranicznika temperatury i dalej do dyszy zaworu solenoidowego. Do suwaka OT poprzez tłumik hydrauliczny dopływa paliwo z przestrzeni pod tłokiem opóźniacza hydraulicznego. Nadajnik wzmacniacza URT-19A-2T wyregulowany jest na temperaturę odpowiadającą maksymalnej temperaturze gazów w warunkach atmosfery wzorcowej.

Jeżeli temperatura gazów jest bardzo bliska temperatury na jaką jest wyregulowany nadajnik wzmacniacza, zostaje nadany odpowiedni impuls elektryczny do solenoidu, który za pośrednictwem zaworu zacznie przykrywać wypływ paliwa spod membrany ogranicznika temperatury. Na skutek tego ciśnienie pod membraną będzie wzrastać i membrana pokonując opór sprężyny będzie wraz ze związanym z nią suwakiem przesuwać się w górę. Z chwilą osiągnięcia przez gazy zadanej temperatury suwak OT otworzy drogę paliwa z przestrzeni pod tłokiem opóźniacza hydraulicznego na zlew. Opóźniacz hydrauliczny za pośrednictwem dźwigni przereguluje zespół regulatora odśrodkowego, tak iż pompa tłocząca zmniejszy wydatek paliwa, a tym samym obniży temperaturę gazów.

Ponieważ regulator odśrodkowy pompy pracuje w zakresie regulowanych prędkości obrotowych, więc i układ PRT-35 może regulować wydatek paliwa tylko w tym zakresie.

W celu ograniczenia spadku prędkości obrotowej silnika poniżej 10 500 obr/min, co może mieć miejsce w razie usterki instalacji elektrycznej, zastosowano mechanizm ogranicznika spadku prędkości obrotowej MOR, którego działanie polega na tym, że przy prędkości obrotowej 10 500 obr/min suwak jego zamyka drogę przepływu paliwa z przestrzeni pod tłokiem opóźniacza hydraulicznego na zlew. Dzięki temu od tej chwili opóźniacz hydrauliczny nie przeregulowuje regulatora odśrodkowego w kierunku zmniejszenia wydatku paliwa.

#### Regulator odśrodkowy CR-1W

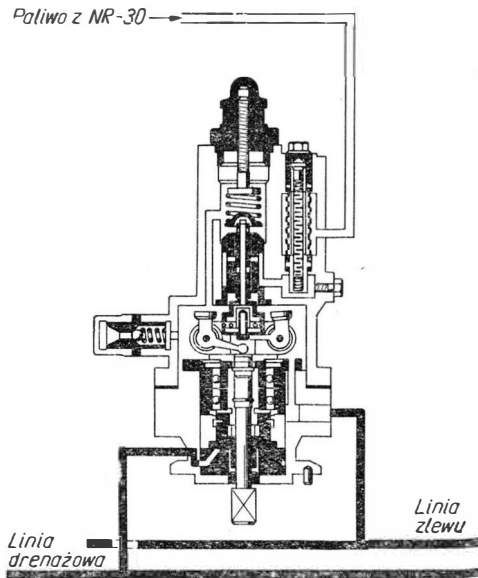
Regulator odśrodkowy CR-1W służy do ograniczania prędkości obrotowej zespołu niskiego ciśnienia.

Z boku suwaka regulatora poprzez tłumik hydrauliczny doprowadzane jest paliwo spod przestrzeni tłoka opóźniacza hydraulicznego urządzenia NR-30. Suwak obciążony jest od dołu przez ciężarki odśrodkowe, z góry zaś przez sprężynę. Przy ustalonej prędkości obrotowej zespołu niskiego ciśnienia mniejszej od maksymalnej dopuszczalnej, położenie suwaka jest takie, że dopływ paliwa do niego jest odcięty. Z chwilą przekroczenia maksymalnej prędkości obrotowej pod wpływem zwiększonego obciążenia od ciężarków suwak przesuwa się w górę otwierając paliwu drogę do linii zlewu. Tym samym przestrzeń pod tłokiem opóźniacza hydraulicznego połączona zostaje ze zlewem i ciśnienie paliwa w tej przestrzeni spada. Tłok wraz z tłoczyskiem opóźniacza hydraulicznego przesuwa się w dół, co powoduje za pośrednictwem dźwigni przeregulowanie układu regulatora odśrodkowego w taki sposób, że zostaje zmniejszony wydatek paliwa z pompy tłoczącej. Następuje zmniejszenie prędkości obrotowej zespołu wysokiego ciśnienia, a w ślad za tym prędkości obrotowej zespołu niskiego ciśnienia.

## Regulator odśrodkowy CR-2W

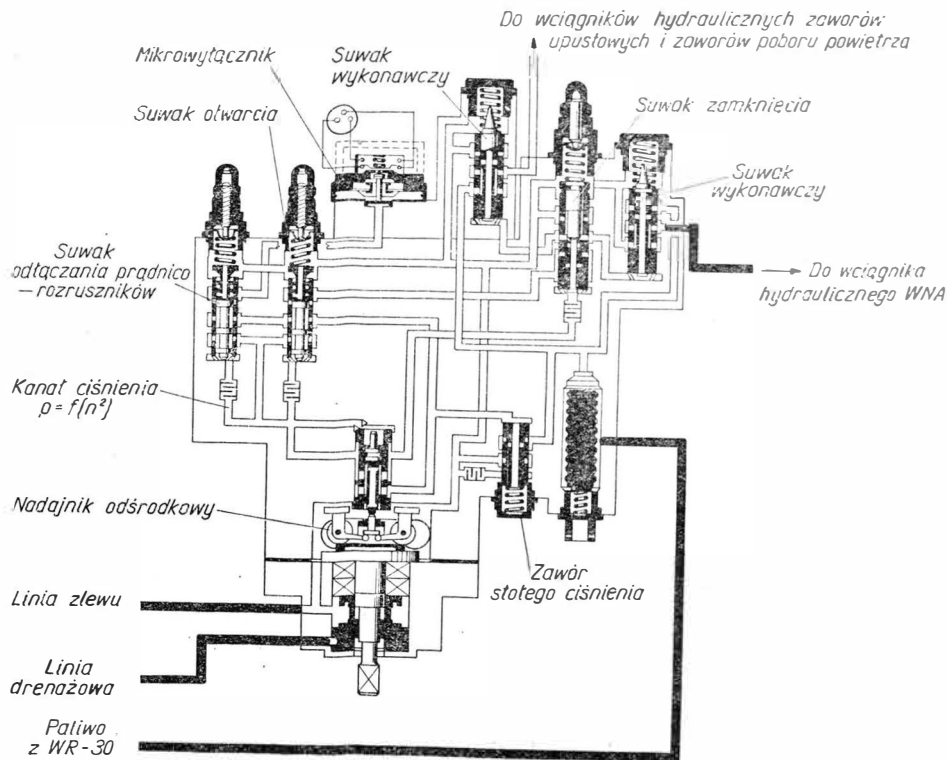
Regulator odśrodkowy CR-2W przeznaczony jest do wykonywania następujących zadań:

- otwieranie i zamykanie zaworów upustu powietrza zza 4 i 5 stopnia sprężarki wysokiego ciśnienia



2. Schemat regulatora odśrodkowego CR-1W

- sterowanie zaworami poboru powietrza do klimatyzacji kabiny zza 5 i 10 stopnia sprężarki wysokiego ciśnienia
- odłączenie prądnico-rozruszników po zakończeniu rozruchu silnika



3. Schemat regulatora odśrodkowego CR-2W

- przestawianie łopatek kierownicy wlotowej WNA sprężarki wysokiego ciśnienia z kąta  $0^\circ$  na kąt  $-10^\circ$  i odwrotnie.

Paliwo ze strony tłoczącej pompy NR-30 podawane jest do filtra paliwowego regulatora CR-2W. Następnie paliwo dopły-

wa do głównego suwaka wykonawczego i poprzez lewy suwak wykonawczy do wciągników hydraulicznych. Od zaworu stałego ciśnienia paliwo dopływa do suwaka nadajnika odśrodkowego i z boku do dwóch suwaków sterujących. Paliwo o ciśnieniu  $p = f(n^2)$  z suwaka nadajnika odśrodkowego doprowadzane jest do dwóch suwaków sterujących i jednego suwaka wykonawczego.

Kolejność czynności wykonywanych przez regulator CR-2W jest następująca:

*Podczas rozruchu silnika*

1. Po uzyskaniu przez zespół wysokiego ciśnienia prędkości obrotowej  $7 \div 8\%$  pod wpływem ciśnienia paliwa z nadajnika odśrodkowego otwierają się zawory upustu powietrza zza 4 i 5 stopnia sprężarki wysokiego ciśnienia.
2. Przy prędkości obrotowej  $8,5 \div 12,5\%$  zawory poboru powietrza zostają przestawione na pobór zza 10 stopnia, zaś łopatki WNA — na kąt  $-10^\circ$ .
3. Przy prędkości obrotowej  $37 \div 40\%$  pod wpływem ciśnienia  $p = f(n^2)$  suwak odłączania prądnico-rozruszników zostaje uniesiony do góry i paliwo z kanału stałego ciśnienia dopływa pod membranę mikrowyłącznika, który wyłącza rozruszniki.

*Podczas przyspieszania*

1. Przy prędkości obrotowej  $77 \div 79\%$  pod wpływem ciśnienia paliwa z nadajnika odśrodkowego zostaje przesunięty w górę prawy suwak sterujący i paliwo z kanału stałego ciśnienia dopływa do lewego suwaka sterującego.
2. Przy prędkości obrotowej  $79,5 \div 81,5\%$  lewy suwak sterujący zostaje przesunięty w górę i paliwo z kanału stałego ciśnienia dopływa pod obydwa suwaki wykonawcze. W wyniku tego suwaki wykonawcze przesuwają się w górę i lewy suwak wykonawczy łączy kanały wciągników hydraulicznych ze zlewem, prawy zaś przepuszcza paliwo z pompy do wciągnika sterowania łopatkami WNA. Zawory upustu powietrza zza 4 i 5 stopnia sprężarki zostają zamknięte. Zawory poboru powietrza

zostają ustawione na pobór powietrza zza 5 stopnia, zaś łopatki WNA na kąt  $0^\circ$ .

W czasie zmniejszania prędkości obrotowej praca CR-2W odbywa się w odwrotnej kolejności.

# SPÓR O SAMOLOT SPORTOWY

## Dokończenie

Z rys. 8 widzimy, że udane konstrukcje są rozwijane w określonych kierunkach, wspólnych dla samolotów o podobnym układzie konstrukcyjnym i podobnym przeznaczeniu. A więc istnieje tendencja do zwiększenia takich parametrów, jak:  $v_{max}$ ,  $w_{max}$  oraz tendencja do skracania  $L_r$ . Środkiem do osiągnięcia tego celu jest głównie zwiększenie mocy jednostki napędowej, przy zachowaniu możliwie nie zwiększonego ciężaru. W tym kontekście M-4 „Tarpan” wykazuje dobrą prędkość wznoszenia, dużą prędkość maksymalną i przyzwoity rozbieg. W wersji szkolno-treningowej ma on jednak za dużą ciężar i zbyt dużą moc silnika (195 KM). Jednakże ta sama moc silnika przy obniżonym ciężarze podnosi walory wersji akrobacyjnej M-4A.

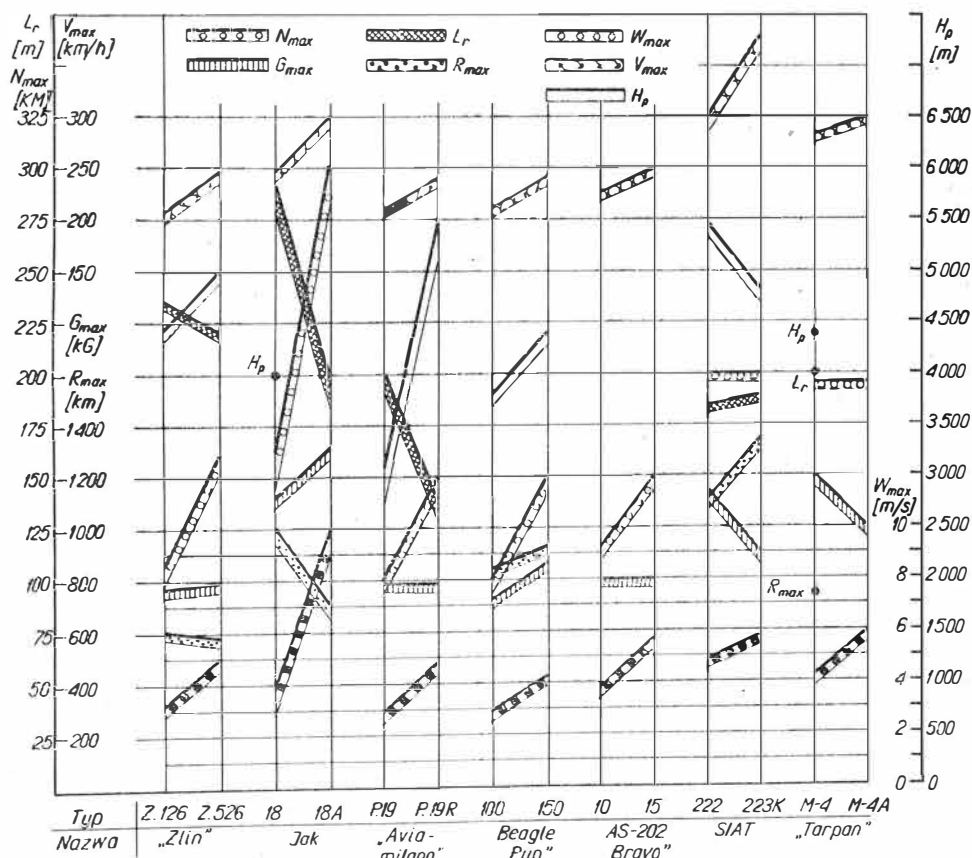
Ostatnio obserwuje się na świecie dążność do wyposażenia odmian samolotów nowej generacji w silniki o większej mocy, niż to pokazano na rys. 8. Na przykład nowa wersja Zlina Z. 526, oznaczona symbolem „F”, została wyposażona w silnik M-137 o mocy 180 KM,

a samolot Beagle B.121 „Pup” może być wyposażony w silnik Lycoming O-360 o mocy 180 KM lub Continental IO-360 o mocy 210 KM.

Analizując aktualny stan rozwiązań konstrukcyjnych samolotów szkolno-treningowych można stwierdzić, że poza nielicznymi wyjątkami nie zawierają one jakichś szczególnych rewelacji technicznych. W celu podwyższenia trwałości samolotów ogólnie dąży się do zastępowania pokryw niemetalowych blachą duralową. Najnowsze tendencje zmierzają również do stosowania konstrukcji przekładkowych, np. AS-202 „Bravo”. Spotyka się również duże integralne elementy wykonane z tworzyw sztucznych zbrojonych włóknem szklanym. Skrzydła przeważnie dwudźwigarowe, z klapkami i lotkami wyważonymi aerodynamicznie. Klapka wyważająca na sterze wysokości. Klapy przeważnie napędzane elektrycznie, rzadziej hydraulicznie. Dwa siedzenia rozmieszczone jedno za drugim lub częściej obok siebie. W przy-

8. Porównanie rozwoju samolotów szkolno-treningowych:

$N_{max}$  — maksymalna moc silnika,  $G_{max}$  — maksymalny ciężar startowy,  $L_r$  — długość rozbiegu,  $R_{max}$  — maksymalny zasięg lotu (ze zbiornikami nieodrzuconymi),  $w_{max}$  — maksymalna prędkość wznoszenia przy ziemi,  $v_{max}$  — maksymalna prędkość lotu poziomego,  $H_p$  — pułap praktyczny



padku siedzeń obok siebie wolna przestrzeń z tyłu wykorzystywana bywa jako obszerny bagażnik z możliwością zamiany na dodatkowe miejsce dla dorosłego pasażera lub dla dwojga dzieci. Podwójny układ sterowania, demontowany w wersji turystycznej. Regulowane fotele z nastawnymi oparciami lub przestawne pedały sterowania sterem wysokości. Osłona kabiny przeważnie odsuwana do tyłu, odrzucana awaryjnie.

Istnieją tendencje do zwiększania wygody załogi przez projektowanie obszernej, dźwiękoszczelnej kabiny klimatyzowanej, z drzwiami po obu stronach kadłuba (np. Beagle „Pup”). W kesonie skrzydła projektuje się integralny zbiornik paliwa. Trójkołowe niskie podwozie stałe osłonięte owiewkami, lub podwozie chowane hydraulicznie, albo elektrycznie. Amortyzacja goleni podwozia albo olejowo-powietrzna, albo z gumowych elementów amortyzujących. Przednie koło samonastawne lub kierowane. Hamulce kół głównych niezależne, przeważnie tarczowe, uruchamiane hydraulicznie. Śmigło na ogół dwułopatowe, metalowe, rzadziej drewniane, o stałym skoku. Wyjątkowo spotyka się śmigło metalowe o skoku zmiennym, np. Zlin Z-42 w wersji akrobacyjnej. Instalacja elektryczna zazwyczaj na prąd zmienny. Wyposażenie, poza kompletem przyrządów podstawowych, niejednokrotnie zawiera komplet przyrządów do lotów w trudnych warunkach i do ślepego lądowania oraz reflektor do kołowania. Instalacje są zwykle przystosowane do zabudowania radiostacji wielokanałowej i radiokompasu.

Jaki więc na tym tle powinien być polski samolot sportowy? Jakim kryteriom powinien on odpowiadać, aby spełniając jednocześnie wymagania użytkownika był opłacalnym produktem dla naszego przemysłu lotniczego? Opierając się na wypowiedziach opublikowanych w [1] i [2] widać, że Aeroklub PRL oczekuje od polskiego samolotu możliwości spełniania następujących zadań:

- szkolenie podstawowe do licencji pilota sportowego
- trening w lotach nawigacyjnych i w akrobacji
- wyczyn (a więc zadania sportowe).

Przedstawiony program pokrywa się z aktualnymi tendencjami światowymi. Od współczesnego samolotu szkolno-treningowego, oprócz dobrych osiągnięć, dużej stateczności i dobrej sterowności, wymaga się wysokiej ekonomii użytkowania, zwiększonego komfortu kabiny oraz dużej trwałości i niezawodności. Jednocześnie wzrost wymagań dotyczy również wyposażenia samolotu, które powinno być bardziej uniwersalne i bogatsze. Konstrukcja samolotu powinna być obliczona na duże obciążenia dodatnie i ujemne, osiągane podczas treningu w akrobacji. Stąd tylko krok do wersji czysto akrobacyjnej, budowanej na bazie samolotu szkolno-treningowego. Jak widać, żądany samolot albo musi być konstrukcją uniwersalną, która będzie w stanie sprostać temu obszernemu programowi, albo być opracowany w kilku wersjach użytkowych. Ponieważ pierwsza koncepcja jest trudna do zrealizowania i w praktyce sprowadza się do tego, że samolot uniwersalny żadnego zadania na ogół nie wykonuje poprawnie, pozostaje przeto do realizacji koncepcja druga.

Ogólnie ubolewa się nad tym, że przemysł krajowy nie chce się podjąć opracowania i produkcji samolotu szkolno-treningowego. Jeszcze gorzej wygląda sprawa samolotu akrobacyjnego, ze względu na znikome zapotrzebowanie krajowe. Zakupienie licencji samolotu spor-

Tablica 3. Możliwe do wykonania wersje samolotu

Moc silnika [KM]	Liczba miejsc	Wersja użytkowa	Oznaczenie
160—180	2	szkolno-treningowa	ST
	2	nawigacyjno-treningowa	NT
220—240	1	akrobacyjna	A
	2	radiowo-przelotowa	RP
	3	turystyczno-służbowa	TUS

towego w najbliższym czasie chyba nie wchodzi w rachubę ze względu na brak w krajach obozu socjalistycznego odpowiedniej propozycji, która byłaby dostatecznie atrakcyjna w sensie konieczności stworzenia perspektywy opłacalnego eksportu. Przystąpienie natomiast do konstruowania dwóch nowych samolotów nie może zapewnić w krótkim czasie wyrobów odpowiednio dopracowanych i gotowych do produkcji już w roku 1972, jakby to sobie życzył APRL. Koszt takiej pracy byłby również niebagatelny.

A przecież dobra i dostatecznie nowoczesna konstrukcja w kraju istnieje i nie potrzeba pracy zaczynać od początku. Tą zapomnianą konstrukcją jest M-4 „Tarpan”, mający nawet prawie całkowicie gotową dokumentację seryjną, opracowaną w byłym OKL w Mielcu. Podchodząc do sprawy po gospodarstwu powinniśmy ten „zamrożony kapitał” wykorzystać. Biorąc za punkt wyjścia wymieniony samolot, najbardziej realnym zamierzeniem byłoby opracowanie programu jego unowocześnienia i rozwoju. Z monotypu M-4 można bowiem rozwinać różnicowane wersje użytkowe, najlepiej dostosowane do wykonywania przewidzianych dla każdej z nich zadań. W tablicy 3 zestawiono przykładowo wersje samolotu, które są możliwe do wykonania.

W przypadku wersji ST, NT i A, w celu uproszczenia konstrukcji, zmniejszenia ciężaru i kosztu samolotu, mógłby on na przykład mieć stałe podwozie. W przypadku wersji A mógłby mieć ponadto ograniczone do niezbędnego minimum wyposażenie. Istnieją poza tym jeszcze inne możliwości „odchudzenia” „Tarpana”, których tu nie ma potrzeby omawiać. W przypadku wersji RP normalnie stosowane wyposażenie nawigacyjno-przelotowe można by uzupełnić stolikiem nawigatora, ułatwiającym pracę na mapie oraz identyfikację z powietrza obiektów naziemnych. W przypadku wersji TUS możliwe byłoby zwiększenie komfortu kabiny. Zarówno wersja RP, jak i TUS mogłaby mieć chowane podwozie, w celu osiągnięcia zwiększonych prędkości przelotowych.

O własnościach lotnych „Tarpana” wydano wiele pozytywnych opinii. Oto jedna z nich<sup>9</sup>: „Po wykonaniu lotu zapoznajczego stwierdzam co następuje:

1. Amortyzacja jest bardzo skuteczna i miękka, zezwala na bardzo szybkie kołowanie, co jest zaskakujące.
2. Siły na sterownicy i pedałach są bardzo poprawne.
3. Stwierdzam dużą sterowność na całym zakresie prędkości, w tym również na prędkościach małych.
4. Widoczność oraz pozycja pilota w kabinie — bardzo dobre.

<sup>9</sup> odpis z „Polecenia wykonania lotu Nr 1371” z dnia 12.10.1961 r.



5. Przeciągnięcie ma charakter dość gwałtowny, zezwala jednakże na dość wczesną reakcję, co umożliwia sterowanie.

6. Odniosłem wrażenie bardzo łatwego i przyjemnego płatowca”.

Opinia została podpisana przez zastępcę głównego inżyniera APRLu d.s. postępu technicznego, mgra inż. Borysa Puzeja.

Bardzo dobrym świadectwem jest również inna opinia<sup>10</sup>, z której urywki brzmią:

„...Samolot wersji szkolnej, na którym wykonano loty opiniotwórcze, posiada walory uniwersalnego samolotu szkolno-treningowego, przewyższające swoimi własnościami wszystkie znane typy samolotów w lotnictwie sportowym i turystycznym. Oto ogólne jego zalety:

— jako szkolno-treningowy samolot posiada nowoczesny układ podwozia, doskonałą widoczność, łatwość startu i lądowania oraz możliwość szkolenia i treningu wg pełnego programu akrobacji;

— przy wykonywaniu akrobacji wykazuje własności pilotażowe co najmniej równe własnościom najlepszych samolotów akrobacyjnych<sup>11</sup>, odznacza się możliwością wykonywania figur w sposób precyzyjny...

— przy wykorzystaniu jako przelotowy posiada najlepszą prędkość przelotową i największy zasięg w porównaniu z samolotami tej klasy, przystosowanymi do przelotu.

Wszystkie walory samolotu M-4 „Tarpan” w obecnej sytuacji w światowym lotnictwie sportowym pozwalają przypuszczać, że po usunięciu niektórych wad eksploatacyjnych, mógłby się on stać przedmiotem korzystnego eksportu, tak w wersji szkolno-treningowej, jak i w wersjach zawodniczych...”

Opinię podpisali: Szef Wyszkożenia CWL Krosno pil. dośw. instr. Władysław Wójcicki, Trener Kadry Narodowej w Akrobacji Samolotowej instr. pil. Adam Flis, Mistrz Polski w Akrobacji Samolotowej instr. pil. Stanisław Kasperek.

Uzyskanie z samolotu podstawowego wersji czysto akrobacyjnej, oprócz podwyższenia ekonomiki produkcji, miałyby duże znaczenie propagandowe dla uzyskania kontraktów eksportowych. Sukcesy samolotu akrobacyjnego zwracają bowiem uwagę opinii światowej w określonym kierunku. Posiadając dobry samolot akrobacyjny, będący odmianą wersji podstawowej, można łatwo zainteresować potencjalnych odbiorców walorami pozostałych wersji. Ten sposób reklamy od wielu lat stosuje z powodzeniem nasz południowy sąsiad — Czechosłowacja.

M-4 „Tarpan” dzięki dużemu skupieniu mas w pobliżu środka ciężkości stanowi atrakcyjny punkt wyjścia do uzyskania dobrego samolotu akrobacyjnego. Próbkę jego własności prezentowała doraźnie zmodyfikowana w roku 1965 wersja M-4A, udostępniona w dwóch egzemplarzach do oblotów i treningów Kadry Narodowej pilotów przed Międzynarodowymi Zawodami w Akrobacji Samolotowej w Łodzi. Wersja ta uzyskała bardzo pochlebne opinie pilotów, których ze względu na szczupłość miejsca nie sposób przytaczać.

Ostatecznie oba samoloty nie zostały dopuszczone do zawodów wskutek specyficznej polityki Zjednoczenia Przemysłu Lotniczego, będącej odpowiedzią na uprzednie wycofanie się APRLu ze złożonych zamówień na samoloty M-4. Ogólnie można stwierdzić, że w zakresie deklarowanego zapotrzebowania na samoloty szkolno-treningowe i akrobacyjne przemysł nie traktuje Aeroklubu PRL jako poważnego partnera, ze względu na brak z jego strony skryształizowanych poglądów co do rozsądnej koncepcji tego sprzętu oraz ograniczone możliwości finansowe APRLu.

Wznowienie prac nad samolotem M-4 „Tarpan” mogłoby w krótkim czasie przynieść bardzo poważne efekty techniczne

przy stosunkowo niewielkich nakładach ekonomicznych. Niezależnie od tego, jaka droga będzie wytyczona — rozwój istniejącego samolotu czy prace nad nowym samolotem — mamy przed sobą nie rozwiązany dotychczas problem dobrego silnika dla prototypu. Bez rozstrzygnięcia zagadnienia napędu nie rozwiąże się problemu samolotu. Pod uwagę należałoby zatem wziąć nowoczesny, płaski silnik w układzie przeciwbieżnym, o małym jednostkowym zużyciu paliwa. Najlepszym byłby tu silnik znanej, renomowanej wytwórni zachodniej, a więc Continental (jak dla „Wilgi”C), albo Lycoming, a w ostateczności inny silnik, np. z Czechosłowacji.

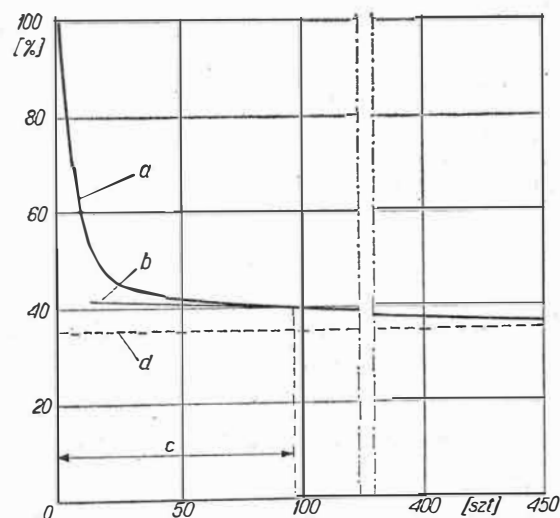
W następnej kolejności niezbędne będzie dla potrzeb produkcji seryjnej zapewnienie dostaw silników w większej liczbie. Istnieją tu trzy możliwości:

- import docelowej liczby silników
- uruchomienie produkcji z licencji
- wznowienie prac nad nową wersją silnika WN-6, a następnie podjęcie jego seryjnej produkcji.

Nie wdając się w jakieś szczegółowe rozważania ekonomiczne na temat silnika można przyjąć, że najszybszy do realizacji jest wariant pierwszy. Miałby on jednak uzasadnienie wówczas, gdyby można było się spodziewać rozpoczęcia w stosunkowo krótkim czasie opłacalnego eksportu samolotów. W innym przypadku należałoby się oprzeć na wariantcie drugim, pod warunkiem, że nabywane doświadczenie będzie wykorzystywane do przyszłościowego wariantu trzeciego. We wszystkich jednak przypadkach konieczne będzie dokonanie rachunku efektywności ekonomicznej, z tym że z góry wiadomo, iż najbardziej kosztowny byłby import silników.

Jako punkt wyjścia do podejmowania w warunkach krajowych jakichkolwiek zamierzeń konstrukcyjnych i produkcyjnych dla samolotu sportowego powinno być ustalenie jak najbardziej zbliżonej do rzeczywistości skali jego produkcji w aspekcie ekonomicznym. Leży to przede wszystkim w interesie wytwórcy, dla którego produkcja musi być opłacalna. Jednocześnie cena samolotu, wynikająca ze średniego kosztu własnego, nie może w sposób rażąco odbiegać od cen światowych, gdyż w takim przypadku wyrób stanie się nieatrakcyjny dla użytkownika. Oczywiście w samych porównaniach powinny być uwzględnione światowe ceny wyrobów o podobnej konstrukcji, o zbliżonych rozwiązaniach technologicznych i takich własnościach użytkowych, które nie są konkurencyjne w stosunku do własności ocenianego samolotu. Inaczej bowiem musiałaby nastąpić odpowiednia modyfikacja ceny.

Na rysunku 9 przedstawiono zależność kosztu robocizny bezpośredniej od wielkości produkcji, przy założeniu niezmienności konstrukcyjnej produkowanego wyrobu. Zależność ta jest najbardziej charakterystyczna dla określenia średniego kosztu własnego, a wraz z nim — średniej ceny każdej serii samolotu



9. Zależność kosztu robocizny bezpośredniej od wielkości produkcji samolotów An-2:

a — krzywa łącząca średnie wartości kosztu robocizny bezpośredniej, przypadające na jeden samolot w serii, b — styczna wyznaczająca początek stałego — w przybliżeniu — nachylenia krzywej a względem d (w rzeczywistości krzywa a w dalszym swym przebiegu zbliża się asymptotycznie do d), c — ekonomiczna wielkość produkcji z uwagi na obniżkę kosztu robocizny bezpośredniej, d — granica obniżki kosztu robocizny bezpośredniej przy ustalonych warunkach produkcji

<sup>10</sup> opinia wydana 27.6.1964 r.

<sup>11</sup> niewielka stylistyczna korekta, wprowadzona przez autora.

tów. Opracowano ją na podstawie analizy zmniejszenia kosztu robocizny bezpośredniej przy produkcji samolotu An-2, a więc wyrobu dopracowanego konstrukcyjnie. Dla tego typu samolotu po wykonaniu go w serii 90—100 sztuk osiągnięto stały w przybliżeniu gradient dalszej obniżki kosztu robocizny bezpośredniej. Przy tej wielkości produkcji pracochłonność spadła do 40% pracochłonności wyjściowej, co należy tłumaczyć udziałem takich czynników, jak: nabieranie wprawy przez robotników, ulepszenie procesów technologicznych, poprawa organizacji pracy itp.

Powyżej 100 sztuk wyrobów dalsza obniżka pracochłonności jest już bardzo mała (małe nachylenie krzywej  $\alpha$ ). W przypadku wyrobów wymagających dopracowywania konstrukcyjnego w trakcie produkcji osiągnięcie podobnej obniżki pracochłonności, a z nią obniżki kosztu robocizny bezpośredniej, może być znacznie powolniejsze. Na przykład przy produkcji jednego z samolotów krajowej konstrukcji dopiero po przekroczeniu 200 sztuk osiągnięto pracochłonność rzędu 44% pracochłonności wyjściowej.

Na określenie średniego kosztu własnego istotny wpływ ma również rozliczenie kosztów specjalnych, do których zaliczamy: koszt opracowania dokumentacji technicznej, koszt wykonania szablonów, koszt przyrządowania produkcyjnego itp. Nie bez znaczenia jest więc wielkość produkcji, przy której te koszty się rozlicza. Oczywiście korzystniejsze rozliczenie będzie przy produkcji 200 sztuk niż przy produkcji 100 sztuk. Ustalenie ekonomicznej wielkości produkcji powinno być poparte wnikliwą analizą ekonomiczną, która również musi uwzględniać niezbędne unowocześnianie wyrobu lub wprowadzanie nowych wersji użytkowych, o ile nakłady na nie nie przekraczają obniżki kosztów wynikającej z wprowadzonych przedsięwzięć organizacyjno-technicznych [14].

W przypadku wyrobu, który w pierwszym rzędzie ma zaspokoić potrzeby APRL, istnieją podstawy do oceny, że ekonomiczna wielkość produkcji powinna wynosić około 200 sztuk samolotów sportowych kilku odmian. Jest to liczba zbliżona do potrzeb Aeroklubu PRL. Sukcesywne potrzeby bowiem wynoszą: 150 samolotów szkolno-treningowych, w tym pewna liczba samolotów nawigacyjno-treningowych i około 30 samolotów akrobacyjnych [1], [2]. Szacunkowo można ocenić, że ponadto będzie potrzebna pewna liczba samolotów odmiany rajdowo-przelotowej, lecz chyba nie większa niż 20 do 30 sztuk. W ten sposób osiągnęlibyśmy ogólną liczbę 200 sztuk samolotów, a o takiej liczbie można już dyskutować z przemysłem. Ewentualne uzyskanie w dalszej perspektywie zamówień eksportowych byłoby dodatkową premią dla polskiego przemysłu lotniczego, który powinien pracować nad systematycznym ulepszaniem produkowanego sprzętu i zdobywaniem nowych rynków zbytu. Prace te powinny obejmować również zwiększanie trwałości użytkowej wyrobów [15]. Wiadomo przecież nie od dziś, że nie można poważnie mówić o eksporcie sprzętu, który nie jest użytkowany i udoskonalany w kraju macierzystym producenta. Propozycje eksportowe muszą przecież budzić zaufanie do oferowanego towaru.

Osiągnięcie dużej trwałości i wysokiego stopnia niezawodności sprzętu latającego narzuca jednakże warunek, że musi on być intensywnie wykorzystywany. Samolot o trwałości użytkowej na przykład 2000 godzin nie może latać przez 100 godzin

rocznie, gdyż jego okres użytkowania musiałby trwać 20 lat. Nie można wówczas wykluczyć sytuacji, że proces technicznego starzenia się sprzętu będzie powodował konieczność wycofywania go z ruchu, mimo niepełnego wykorzystania jego trwałości użytkowej. Powstaje więc problem wydajniejszego użytkowania sprzętu. Można go rozwiązać przez zgrupowanie posiadanych samolotów w wytypowanych ośrodkach szkoleniowych obsługujących sąsiednie aerokluby, a także przez usprawnienie organizacji dnia lotów. Większa niż obecnie koncentracja sprzętu może ułatwić zarówno gospodarkę częściami zamiennymi, jak i skompletowanie odpowiednio wyszkolonej obsługi oraz właściwe jej wykorzystanie zawodowe.

Wskazana droga wymaga ściślejszej koordynacji działania użytkownika i wytwórcy, ale też może szybko przynieść duże efekty. Pozytywny wynik proponowanych przedsięwzięć byłby godnym uczczeniem 50-lecia naszego lotnictwa sportowego i pomnożeniem dorobku polskiego przemysłu lotniczego w 25-leciu PRL.

ORAZ

## Literatura

- Wywiad z głównym inżynierem Aeroklubu PRL płk. mgr. inż. E. Pujaszko: *Sytuacja sprzętowa w APRL*, „Skrzydła Polska” 1968, nr 50 oraz 1969, nr 4.
- Rozmowa z sekretarzem generalnym Aeroklubu PRL płk. S. Skalskim, „Technika Lotnicza i Astronautyczna” 1969, nr 7.
- Krótkie wypowiedzi uczestników IX Zjazdu APRL: *Nasz Aeroklub*, „Skrzydła Polska” 1970, nr 2.
- Staszek J.: *Wnioski z narad branżowych*, „Technika Lotnicza” 1963, nr 3.
- Jaszczyński W.: *Jaki samolot sportowy jest nam potrzebny*, „Wiraz” 1967, nr 22/540 z 28.5.
- Pogorzelska E.: *Zjazdowy margines — polemika z delegatem na IX Zjazd APRL S. Durajem z Aeroklubu Szczecińskiego*, „Wiraz” 1969, nr 49/671 z 14.12.
- Dąbrowski K.: *Przegląd samolotów sportowych i ich osiągnięć*, Wydawnictwa Komunikacji i Łączności, Warszawa 1964, Wyd. I.
- Praca zbiorowa pod kier. G. A. A.: *Konstrukcje lotnicze Polski Ludowej*, Wydawnictwa Komunikacji i Łączności, Warszawa 1965, wyd. I.
- Silnik P.Z.Inż. — Junior 110 KM, Ministerstwo Spraw Wojskowych — Departament Aeronautyki, Warszawa 1936.
- G. A. A.: *Dorobek PRL w dziedzinie konstrukcji samolotów* — referat wygłoszony na konferencji naukowo-technicznej *Aktualne problemy polskiego lotnictwa*, WCT NOT, Warszawa 1967.
- „Jane's All the World's Aircraft” 1967—68.
- „Technika Lotnicza i Astronautyczna” 1969, nr 5, 8—9.
- „Magazyn Technologia Przemysłu Lotniczego i Silnikowego” 1969, nr 7—8.
- Grabowski B., Warszawski S.: *Granice opłacalności modernizacji śmigłowców*, „Technika Lotnicza i Astronautyczna” 1969, nr 10.
- Orczykowski S.: *Propozycje na temat terminologii związanej z pojęciem rezerwy i gwarancji*, „Technika Lotnicza i Astronautyczna” 1969, nr 8—9.
- Szeliga Z.: *Gawrony, Włgi i ambicja*, „Polityka” 1970, nr 5 z 31.1.

# KRONIKA

▼ Z okazji X Zjazdu Związku Zawodowego Transportowców i Drogowców minister Komunikacji zapowiedział, że w przyszłym 5-leciu zostaną wprowadzone na linie europejskie i bliskowchodnie samoloty o większym zasięgu i udźwigu: Il-62 i Tu-154. Z obsługi linii krajowych mają być ostatecznie wycofane samoloty Il-14, a na ich miejsce wprowadzone (latające obecnie na liniach zagranicznych) Il-18. Rozszerzone zostaną tzw. boczne połączenia między obsługiwanymi obecnie przez „Lot” miastami — z ominięciem Warszawy.

▼ Od 2 maja do 31 października br. została zawieszona komunikacja lotnicza między Wrocławiem a innymi miastami w kraju. W okresie tym bowiem na lotni-

sku prowadzone będą prace remontowe. Po raz drugi miarodajne czynniki wydają taką zaskakującą decyzję. Poprzednio przez 2 tygodnie był zamknięty ruch lotniczy w Warszawie, teraz przyszła kolej na Wrocław. Czyż nie można w tych przypadkach zastosować półśrodków?

▼ PLL „Lot” rozszerzyły swe zagraniczne połączenia. Od 11 maja br. samoloty Tu-134 kursują dwa razy na tydzień na trasie Warszawa—Madryt—Warszawa. W poniedziałki loty odbywają się przez Genewę, a w czwartki przez Zurich. Przelot trwa 5 godzin (w tym 55 min. postojów w Szwajcarii). Tak więc Genewa i Madryt są 28 i 29 zagranicznymi miastami, do których docierają samoloty „Lot”.

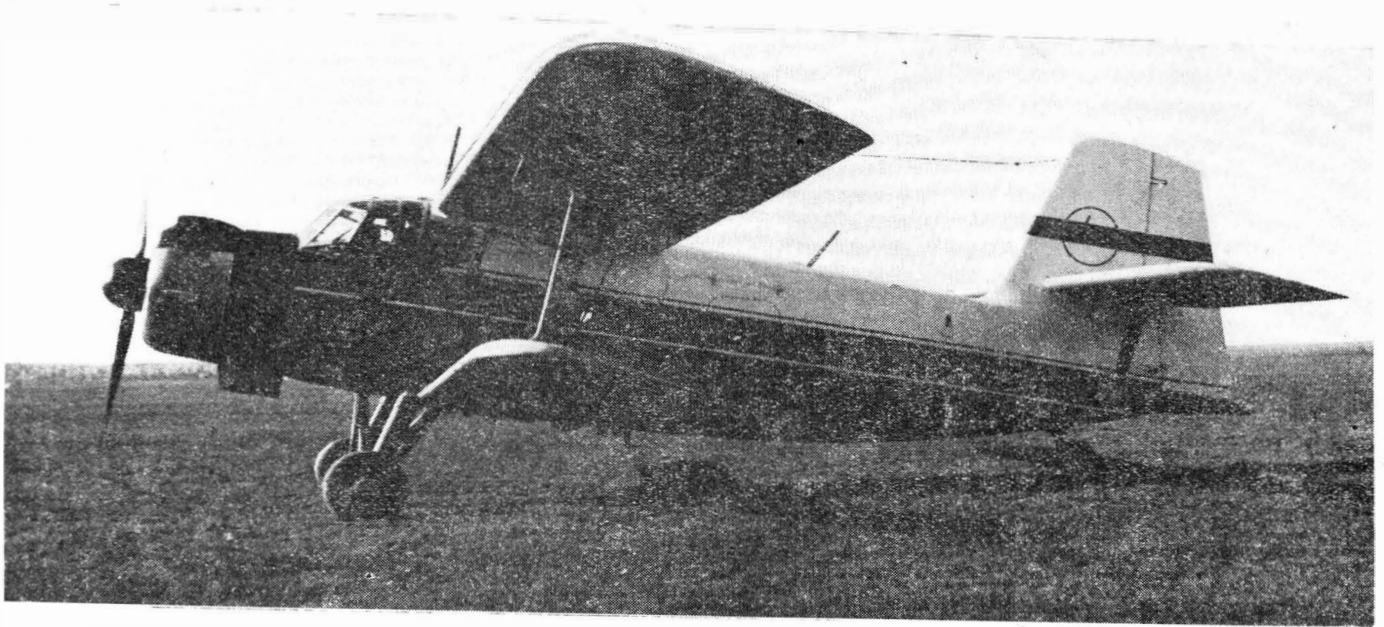
Nasza linia hiszpańska stwarza szczególnie korzystne połączenia dla pasażerów lecących z krajów Europy wschodniej zarówno do Hiszpanii, jak i dalej do portów lotniczych na południu i południowym zachodzie. Również pasażerowie udający się z Hiszpanii otrzymali dogodną komunikację przez Warszawę do Mo-

skwy, Budapesztu, Sofii, Sztokholmu lub Helsinek.

▼ Tegoroczny Międzynarodowy Dzień Lotnictwa i Astronautyki uczczony został w Warszawie specjalną sesją naukową, w której uczestniczyli: prezes PAN prof. dr Janusz Groszkowski, profesorowie i naukowcy. W czasie zebrania wygłoszono wiele fachowych referatów. Omówiono również udział Polski w międzynarodowych badaniach.

▼ W roku 1945, rozkazem naczelnego Dowództwa Wojska Polskiego powołana została do życia Oficerska Szkoła Pilotów w Dęblinie. Data ta zapoczątkowała powojenne dzieje dęblńskiej szkoły lotniczej, noszącej dziś miano Wyższej Oficerskiej Szkoły Lotniczej im. J. Krasickiego.

Z okazji 25 rocznicy tego wydarzenia w WOSL im. J. Krasickiego w Dęblinie odbyła się sesja historyczna poświęcona ćwierćwieczu pracy i działalności „Szkół Orłąt” w Polsce Ludowej,



Samolot An-2M

Inż. FELIKS BORODZIK

# LOTNICTWO GOSPODARCZE ZWIĄZKU RADZIECKIEGO

*W artykule przedstawiono historię powstania lotnictwa gospodarczego ZSRR i jego szybkiego rozwoju, wynikającego z konieczności walki ze szkodnikami roślin uprawnych. Lotnictwo gospodarcze powstało w 1922 r. i pierwszą jego działalnością była walka z szarańczę.*

*W artykule omówiono zakres prac prowadzonych przez lotnictwo gospodarcze (zapatrywanie pracujących samolotów w środki chemiczne, projekt lądowiska roboczego i jego wyposażenie). Na zakończenie omówiono rolniczy samolot An-2 łącznie z urządzeniami do opryskiwania i opylania oraz śmigłowce stosowane w rolnictwie.*

## Rys historyczny

Szybki rozwój lotnictwa gospodarczego w ZSRR wynika chyba z bardzo wyraźnej jego potrzeby. Zarówno organizacja, jak i sprzęt rodziły się na bazie konkretnych, sprecyzowanych potrzeb, co umożliwiło stworzenie mocnych realnych podstaw, które pozwoliły na dynamiczny rozwój lotnictwa gospodarczego idący w parze z rozwojem rolnictwa.

Potrzebą wymagającą zorganizowania lotnictwa gospodarczego stała się bardzo trudna sytuacja w rolnictwie radzieckim po wielkiej rewolucji. Zniszczone pola, brak sprzętu rolniczego, inwentarza potrzebnego do uprawy roli, brak rąk do pracy i odpowiedniego ziarna do siewu sprzyjały szybkiemu rozmnażaniu się wszelkiego rodzaju szkodników i chorób roślin uprawnych. Rozmnożyła się szarańcza azjatycka, która niszczyła zasiewy na całym wybrzeżu Morza Kaspijskiego, Jeziora Aralskiego, wzdłuż wszystkich rzek średniej Azji i Kaukazu. Bardziej na południu, w Azerbajdżanie, Turkmenii, na południu Kazachstanu i w rejonach granicznych z Iranem pustoszyła plantacje bawełny inna szarańcza, zwana „konikiem marokańskim”. Na domiar złego w kolejnych latach 1922, 1923 i 1924 wystąpiła dotkliwa susza niszcząc dodatkowo zboża na terenach nadwołżańskich, w północnym Kaukazie i w innych rejonach kra-

ju. Partia i rząd robiły wszystko, co w ówczesnych warunkach było możliwe, aby przeciwdziałać klęsce. Do najbardziej zagrożonych rejonów kierowano specjalne brygady robotników-komunistów z innych rejonów, przetrzucano ziarno, sprowadzano z zagranicy środki chemiczne do zwalczania szarańczy oraz aparaturę do opylania i opryskiwania. Wszystko to nie dawało oczekiwanych rezultatów — niszczycielska wydajność szarańczy ciągle przekraczała możliwości ludzi i sprzętu. Niezbędne było zastosowanie aparatów o znacznie większej wydajności.

W marcu 1922 r. odbyła się wszechzwiązkowa narada na temat walki z szarańczę, na której powołano specjalną komisję, z udziałem prof. W. F. Bołdyrewa, do zastosowania lotnictwa w walce ze szkodnikami zbóż. Latem tegoż roku w rejonie Moskwy przeprowadzono pierwsze loty doświadczalne, opryskując uprawy z samolotów. Uzyskane wyniki były nadspodziewanie dobre pomimo małego udźwigu zastosowanych samolotów i niskiego stopnia koncentracji środków chemicznych. W następnych latach prowadzono dalsze doświadczenia doskonaląc zarówno aparaturę zabudowywaną na samolotach, jak i technikę wykonywania zabiegów.

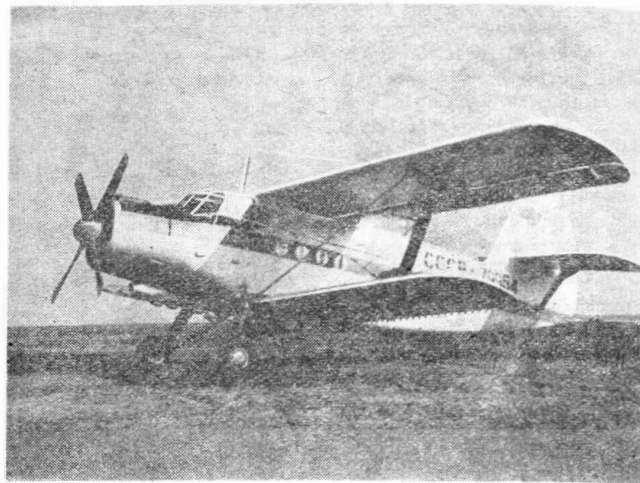
Wiosną 1925 r. zorganizowano pierwszą lotniczą ekspedycję do walki z szarańczę azjatycką. Ekspedycja kończy się pełnym sukcesem, a uzyskane doświadczenia

pozwalają na wykonanie w 1926 r. zabiegów agrolotniczych na obszarze 11 tys. hektarów.

W oparciu o te doświadczenia Ministerstwo Rolnictwa ZSRR złożyło zapotrzebowanie na wykonanie specjalnego samolotu dla potrzeb rolnictwa i leśnictwa, i już w 1929 r. przemysł lotniczy wypuszcza pierwszą serię specjalnych samolotów Po-2. Samolot ten z wyposażeniem rolniczym, jedynie z niewielkimi zmianami, był budowany i eksploatowany aż do lat pięćdziesiątych.

W roku 1930 powstaje samodzielne przedsiębiorstwo lotnicze do walki ze szkodnikami upraw, które w roku 1931 dysponuje już 65 samolotami działającymi z sześciu stałych baz w Moskwie, Leningradzie, Krasnodarze, Tbilisi, Czimkencie i Saradowie.

Do roku 1941 lotnictwo gospodarcze działające już teraz w ramach Głównego Kierownictwa Floty Powietrznej „Aeroflot” wykonało pracę na obszarze powyżej 20 milionów hektarów, w wyniku której zlikwidowano gniazda szarańczy azjatyckiej i marokańskiej, trzykrot-



Samolot An-2 w wersji opryskującej

karmiania zbóż oraz sposób walki ze szkodnikami sadów.

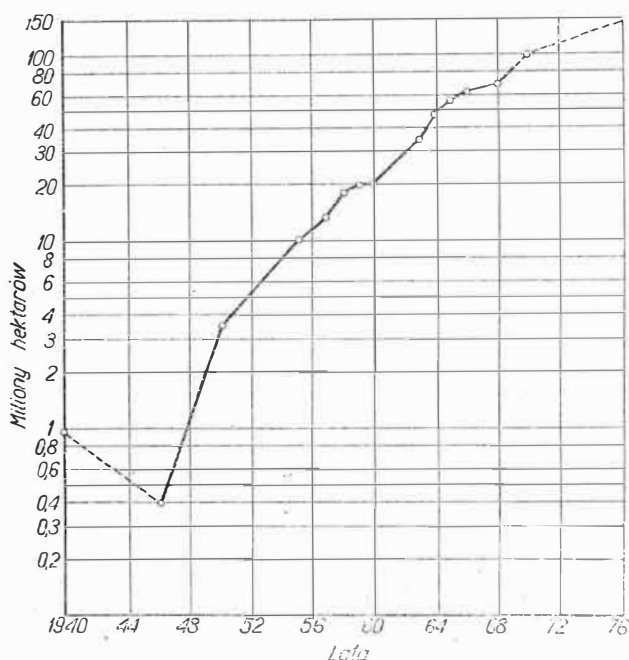
Po wojnie zakres prac prowadzonych przez lotnictwo gospodarcze zaczął szybko się rozwijać. Do eksploatacji wszedł samolot Jak-12. W roku 1948 na zamówienie Ministerstwa Rolnictwa ZSRR przemysł lotniczy wyprodukował nowy seryjny samolot gospodarczy CX-1 (sielskochozajstwiennyj), dobrze dziś znany i szeroko stosowany pod oznaczeniem An-2.\*

#### Zakres prowadzonych prac i kierunki rozwoju

Lotnictwo gospodarcze w Związku Radzieckim zwane lotnictwem specjalnego zastosowania wykonywuje obecnie najrozmaitsze prace w nie spotykanym w innych krajach wymiarze. Jeśli chodzi o zaangażowanie środków (liczbę wylatanych godzin), to największą pracę lotnictwo gospodarcze wykonuje na rzecz rolnictwa. Na pierwszym miejscu znajduje się zwalczanie szkodników i chorób roślin uprawnych (48,7%\*\*) powierzchni, na której zostały wykonane zabiegi agrolotnicze, następnie rozsiewanie nawozów sztucznych (30,7%\*\*), chemiczne niszczenie chwastów (17,5%\*\*), i chemiczne przygotowanie plodów rolnych do mechanicznego ich zbioru (3,1% \*\*). Warto tu wspomnieć, że lotnictwo wykonuje blisko 100% prac chemicznego niszczenia chwastów wykonywanego w ogóle na terenach Związku Radzieckiego.

Znacznie większą efektywność nawożenia mineralnego z powietrza w porównaniu do nawożenia za pomocą urządzeń naziemnych uzyskano przede wszystkim przez

\* Konstr. Olega Antonowa.  
\*\* Według danych z roku 1966.



#### 1

Ilość hektarów obsługiwanych przez lotnictwo rolnicze Związku Radzieckiego w latach 1940—1970

nie zmniejszono liczbę zachorowań na malarię (w porównaniu z latami 1934 i 1935).

W latach II wojny światowej zakres prowadzonych prac znacznie się zmniejszył. Ograniczono się do interwencji tylko tam, gdzie szkodniki występowały ze szczególnym natężeniem. Nie zaniedbywano jednak prac badawczych. Rozpracowano metodę tzw. pogłównego do-

Tablica 1. Struktura prac agrolotniczych prowadzonych w ZSRR w latach powojennych w porównaniu z rokiem 1940

Rodzaj prac agrolotniczych	Ilość obrabianych hektarów (10 <sup>6</sup> ha) w poszczególnych latach						
	1940	1951	1955	1960	1962	1964	1965
±							
Walka ze szkodnikami i chorobami roślin uprawnych i lasów	0,90	3,00	6,29	13,70	17,26	25,47	26,84
Chemiczne niszczenie chwastów	—	0,02	0,15	1,50	3,86	9,38	9,69
Nawożenie mineralne	0,01	0,93	3,10	4,10	6,84	12,26	16,76
Defoliacja bawełny	—	0,22	0,38	0,80	0,69	1,49	1,75
Razem	0,91	4,17	9,92	20,10	23,65	48,60	55,40

nawożenie wczesną wiosną, dzięki czemu środki chemiczne są wchłaniane przez glebę wraz z wodą z topniejących śniegów. Stąd np. lepsze wyniki uzyskano przez zastosowanie śmigłowców, które pracę tę mogły wykonać wcześniej niż samoloty unieruchomione na rozmiękłych lądowiskach. W niektórych rejonach ze względu na rozmiękły teren śmigłowce startują ze zbitych z desek drewnianych pomostów, w innych natomiast nawozy mineralne zabarwione sadzą rozsypuje się na śniegu, co zmniejsza spływ wód w czasie roztopów (w miejscach bardziej zaciemnianych śnieg topnieje szybciej) oraz ułatwia wprowadzenie do gleby substancji mineralnych wraz z pośniegową wodą.

W 1968 r. przeprowadzano doświadczenia z zastosowaniem ciekłych nawozów azotowych. Przy stosowaniu dawki 30 l/h uzyskano średni przyrost plonu pszenicy wynoszący 4,4 q z hektara. Metoda ta jest o tyle zachęcająca, że przy stosunkowo małych dawkach na hektar uzyskano wysoką wydajność pracy (rys. 3) i przyrost plonów większy od średniego uzyskiwanego przy sypkich nawozach mineralnych.

W ZSRR obliczono, że każdy rubel kosztów poniesionych na prace agrolotnicze daje średnie zwiększenie plonów o 5,59 rubla. Samo tylko nawożenie daje średni przyrost plonów wynoszący 3 do 6 q z hektara.

W ostatnich latach rozpoczęto kompleksową uprawę pastwisk i łąk z samolotów. Praca ta polega na odkwaszaniu gleby przez wapnowanie, użyźnianie przez roz-



Śmigłowiec Mi-2 w czasie opryskiwania

sypywanie nawozów sztucznych, chemiczne niszczenie szkodliwej roślinności (mchy, krzewy) oraz siana z powietrza wysokowartościowych gatunków traw. Poza rolnictwem lotnictwo wykonuje poważne prace na rzecz leśnictwa. Na pierwszym miejscu należy tu wymienić ochronę lasów przed pożarami. Praca ta polega przede wszystkim na patrolowaniu i szybkim transporcie na miejsce pożaru strażackich drużyn ratowniczych wraz ze sprzętem. Drużyny ratownicze wyrzucane są albo na spadochronach z samolotów, albo wysadzane ze śmigłowca będącego w zawisie. Na coraz szerszą skalę prowadzona jest bezpośrednia interwencja z powietrza polegająca na tzw. bombardowaniu wodnym. Do tego typu akcji stosowane są zaopatrzone w pływaki samoloty An-2 i śmigłowce Mi-4.

W roku 1965 np. lotniczą ochroną przeciwpożarową objętych było 630 milionów ha lasów, wykryto 19 358 pożarów, z czego ugaszono wyłącznie za pomocą lotnictwa 9551 pożarów.

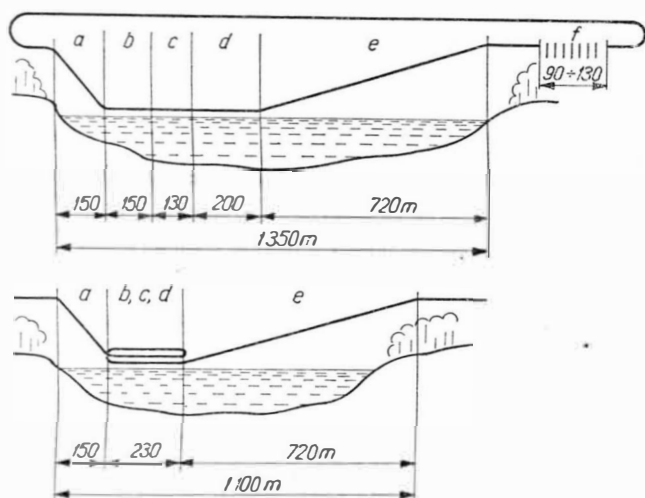
Poza ochroną przeciwpożarową prowadzonych jest wiele prac związanych z gospodarką leśną, od tzw. aerotaksacji aż do zrywki i „wywózki” drewna śmigłowcami. Z innych ciekawszych prac wykonywanych przez lotnictwo gospodarcze Związku Radzieckiego należy wymienić aerohydrologię, z powietrza wykonano dokumentację rzek Ob, Irtysz, Tawda i Tura uzyskując oszczędności ok. 70 000 rubli w stosunku do kosztów zaplanowanych na wykonanie tych prac metodą klasyczną. Wykorzystując metodę aerohydrologii i aeroniwelacji opracowuje się dokumentację projektową nowych dróg bitych i kolejowych w rejonach Syberii i Dalekiego Wschodu. Z dotychczasowej praktyki wynika, że prace projektowo-dokumentacyjne wykonywane za pomocą lotnictwa są nie tylko tańsze, ale i czas ich wykonania skraca się 5 do 10-krotnie.

Wszystkie prace kartograficzne wykonywane są w oparciu o zdjęcia lotnicze.

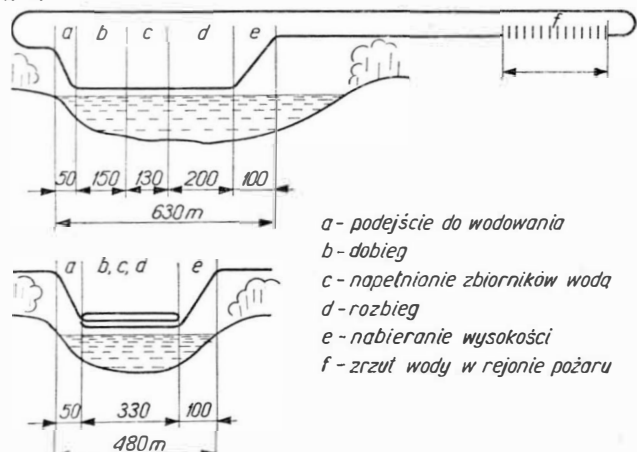
Dyrektywny plan zadań dla lotnictwa specjalnego zastosowania na rok 1969 przewidywał:

- objęcie zabiegami agrolotniczymi 82 miliony hektarów, co stanowi 15% całej powierzchni użytków rolnych ZSRR
- objęcie lotniczą służbą przeciwpożarową 700 milionów hektarów lasów (co stanowi ponad 80% powierzchni lasów w ZSRR)
- wykonanie zdjęć kartograficznych na powierzchni ponad 4 milionów ha.

An-2



Mi-4



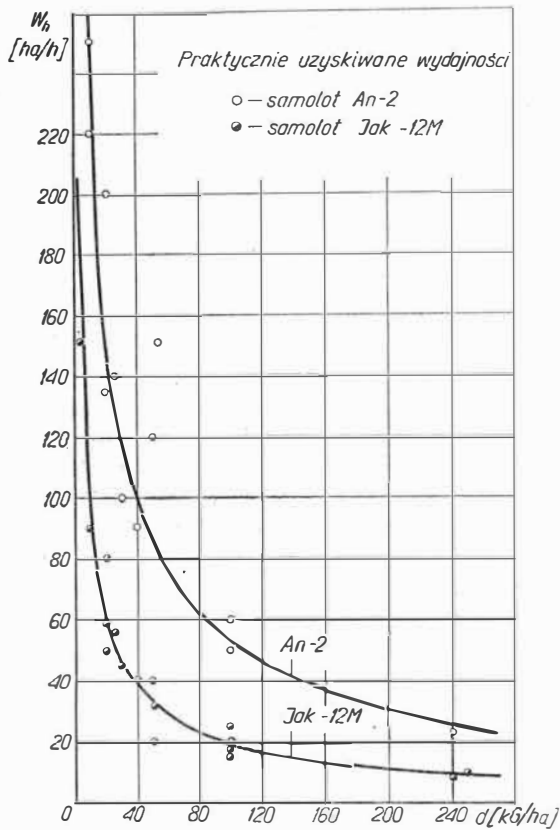
Porównanie profili lotu przeciwpożarowego samolotu An-2 i śmigłowca Mi-4 wyposażonych w urządzenia gaśnicze

Na rok 1975 planuje się objęcie zabiegami agrolotniczymi obszaru 130—140 milionów ha.

### Niektóre zagadnienia organizacyjne

Pełne wykorzystanie wysokiej wydajności godzinowej samolotu praktycznie uzyskiwanej przez pilotów „Aero-

3. Porównanie wydajności samolotów An-2 i Jak 12M



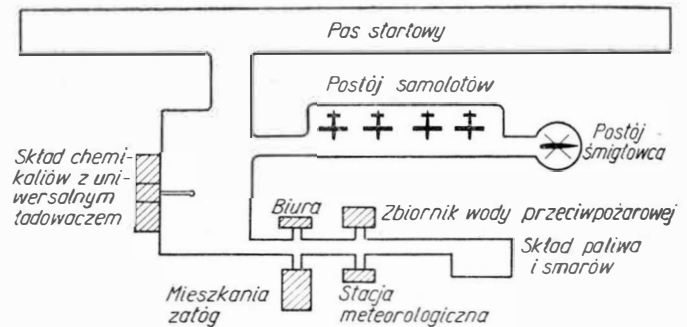
3

flotu” w pracach agrolotniczych (rys. 3) wymaga bardzo sprawnego przygotowania naziemnego. Na czoło wysuwa się tu zagadnienie zaopatrywania pracujących samolotów w środki chemiczne.

W przypadku ochrony roślin, a szczególnie opryskiwania, sprawa może być stosunkowo prosta, jeśli np. lądowisko

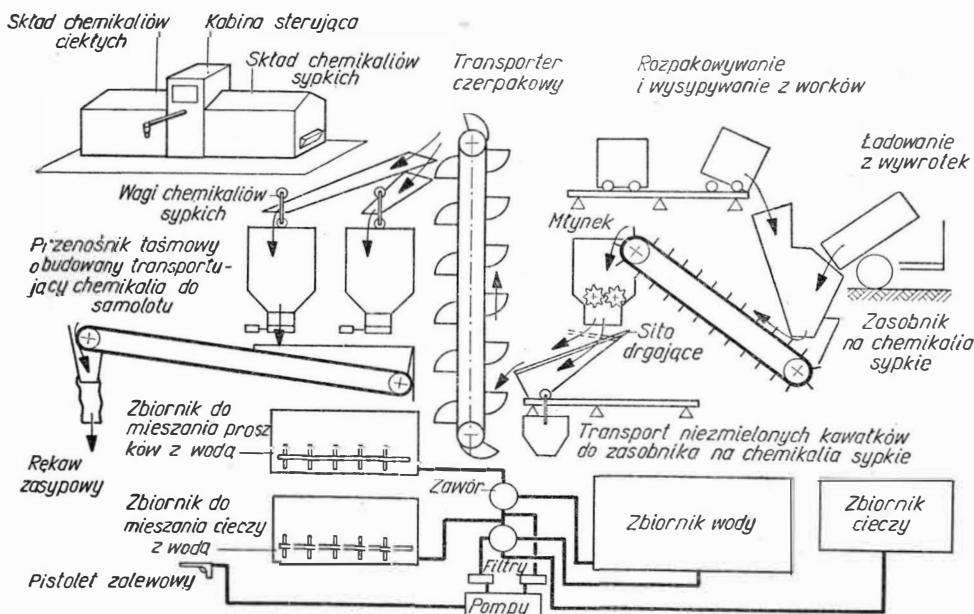
wisko robocze można usytuować w pobliżu zbiorników wodnych. Problem sprowadza się wtedy do dostarczenia na to lądowisko stężonych płynów i urządzenia do napełniania zbiornika pokładowego wodą (przeważnie jest to pompa odśrodkowa napędzana małym silnikiem spalinowym). Poważne trudności zaczynają się dopiero przy nawożeniu mineralnym. W tym przypadku całą masę rozrzuconych chemikaliów trzeba dostarczać na lądowisko robocze. Powstają kłopoty zarówno z transportem (samolot An-2 rozrzuca przy nawożeniu mineralnym od 6000 do 18 000 kG chemikaliów na godzinę lotu), jak i załadowywaniem środków chemicznych do zbiorników pokładowych. Trudności te potęguje okoliczność, że nawożenie mineralne z powietrza jest najskuteczniejsze na bardzo wczesną wiosnę, czyli wtedy kiedy właśnie wskutek roztopów utrudniony bywa transport kołowy. Zawilgocenie zaś nawozów mineralnych powoduje poważne trudności nie tylko przy ich załadunku do zbiorników pokładowych, ale i przy rozrzucaniu z samolotów (śmigłowców).

Ciekawym projektem opracowanym w instytucie lotnictwa cywilnego jest projekt stałego lądowiska roboczego (rys. 4) nie tylko z pasem startowym umożliwia-



4. Schemat typowego lądowiska roboczego z betonowym pasem startowym

jącym rozpoczęcie prac wiosennych, zanim podeschną lądowiska gruntowe, ale i specjalnym magazynem na chemikalia, w którym mogą one być zmagazynowane w okresie wcześniejszym bez obawy nadmiernego ich zawilgocenia. Magazyn zaopatrzony jest w uniwersalny ładowacz stacyjny UPR-15.



5. Schemat uniwersalnego ładowacza stacyjnego UPR-15

Urządzenia te mają wydajność:

- dla chemikaliów sypkich 50 do 60 kG/s.
- dla chemikaliów ciekłych 40 do 60 l/s.

Czas załadowania zbiornika samolotu An-2 chemikaliami sypkimi będzie wynosił 1,5 min, zaś chemikaliami ciekłymi ok. 2 min. Praca ładowca jest na tyle zautomatyzowana, że przy jednoczesnym obsłudze dwóch samolotów wystarcza 3 do 5 ludzi. O opłacalności budowy lądowisk stałych świadczy najlepiej przykład z kolchozu „1 maja” w rejonie Dobrowskim (w obwodzie Lipeckim): w roku 1968 w wyniku przeprowadzonych prac agrolotniczych uzyskano dodatkowy dochód wynoszący 123 000 rubli, natomiast przewidywany koszt budowy stałego lądowiska został skalkulowany na sumę 127 000 rubli. Zatem nakłady poniesione na budowę stałego lądowiska zwrócą się już po roku. Przewiduje się, że dzięki wybudowaniu stałego lądowiska zabiegami agrolotniczymi można będzie objąć większy obszar pól kolchozowych, co pozwoli na uzyskanie dalszych dodatkowych dochodów.

Napięte zadania lotnictwa rolniczego ZSRR wymagają ciągłego poszukiwania nowych metod lepszego wykorzystania posiadanego sprzętu. Jedną z takich metod jest praca dwóch załóg na tym samym samolocie. Stałe lądowisko robocze z odpowiednimi pomieszczeniami dla załóg pozwala na racjonalny ich wypoczynek i uzyskanie przy dwuzmianowej pracy znacznie większej wydajności dziennej. Przewiduje się również, że stałe lądowiska robocze będą mogły być wykorzystywane do organizowania nowych linii w komunikacji lokalnej.

Szeroki rozwój lotnictwa gospodarczego wymaga ciągłego prowadzenia badań nad opracowywaniem nowych metod pracy, doskonaleniem sprzętu, usprawnianiem organizacji, podnoszeniem warunków bezpieczeństwa i higieny pracy. Wszystkie te prace prowadzi Wszelżydzki Naukowo-Badawczy Instytut Rolniczy

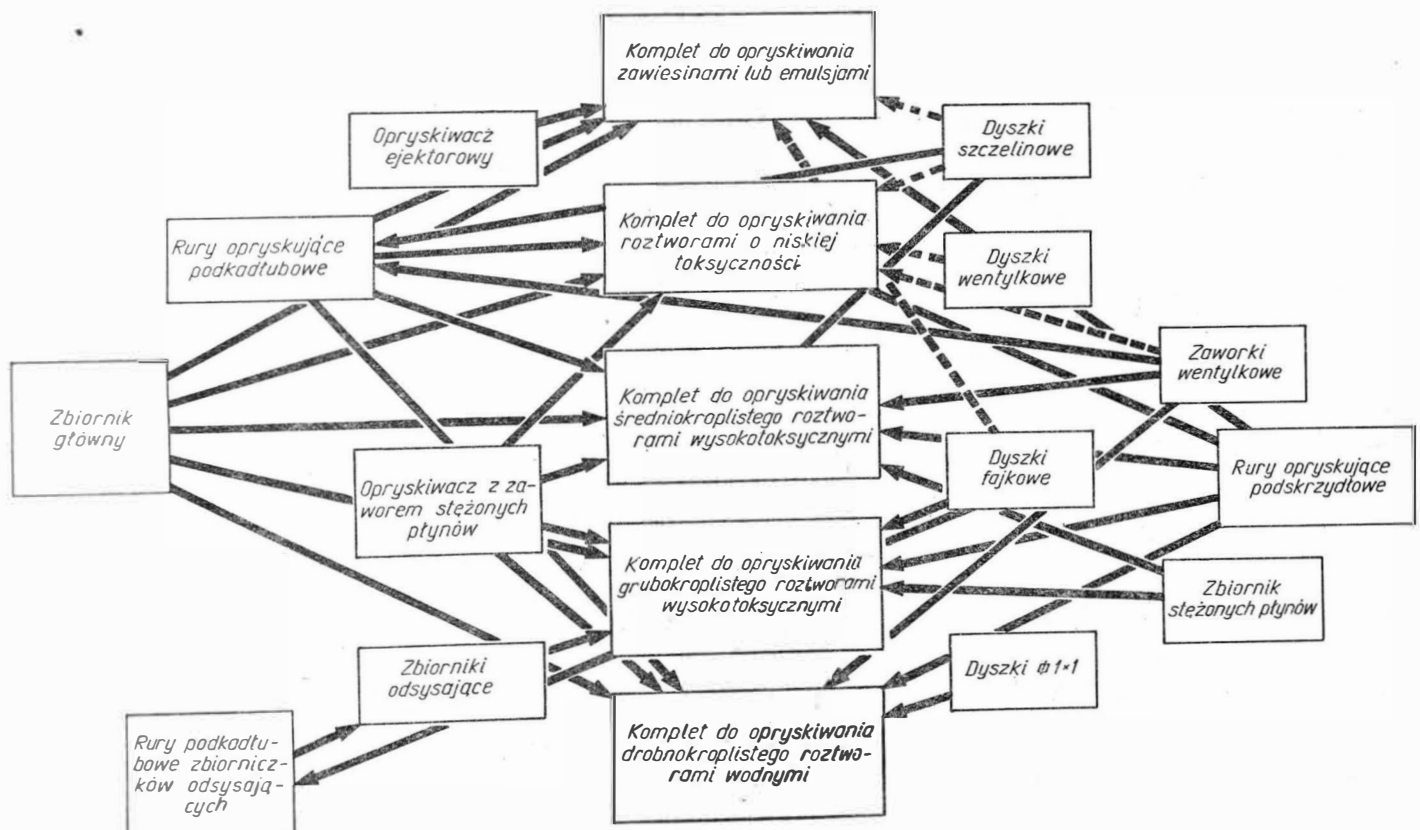
i Specjalnego Zastosowania Lotnictwa Cywilnego. Instytut mieści się w Krasnodarze. Pracuje natomiast w oparciu o jednostki eksploatacyjne rozrzucone po całym kraju. Dzięki takiemu zorganizowaniu pracy wykonywane przez instytut opracowania cechują się dużą przydatnością praktyczną i mogą być szybko wykorzystywane w roboczej działalności jednostek eksploatacyjnych.

#### Kilka uwag na temat sprzętu agrolotniczego

Podstawowym sprzętem w lotnictwie gospodarczym ZSRR jest samolot An-2. Za pomocą tych właśnie samolotów wykonywanych jest ponad 80% wszystkich prac agrolotniczych. An-2 ma 17 specjalistycznych wersji wykorzystywanych w ponad 30 rodzajach prac przeprowadzanych we wszystkich strefach klimatycznych na terenie całego Związku Radzieckiego. Za pomocą tego samolotu wykonywane są również poważne zadania transportowe: samolot An-2 jest eksploatowany w ponad 50% rejonów powietrznych linii lokalnych. W rejonach tych wykonuje on powyżej 90% przewozów (licząc w tonokilometrach).

Samolot An-2 w wersji rolniczej wyposażony jest w zbiornik na chemikalia o pojemności 1400 l oraz wymienne wyposażenie do opylania lub opryskiwania cieczami wodnymi (o małej lepkości). Wyposażenie do opryskiwania składa się z wielu zespołów, które odpowiednio skojarzone dają szerokie możliwości stosowania do różnego rodzaju zabiegów agrotechnicznych. W wyposażeniu opryskującym zespołami niezmiennymi są oprócz zbiornika podskrzydłowe rury opryskujące. Zespoły zmienne pozwalają na przystosowanie aparatury do następujących zabiegów:

1. Opryskiwanie zawiesinami wodnymi lub emulsjami. Wyposażenie składa się z następujących zespołów: zbiornik główny, opryskiwacz z ejetorem, ru-



6. Schemat wyposażenia opryskującego samolotu An-2



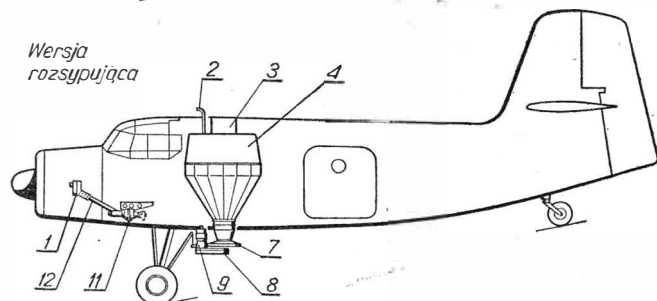
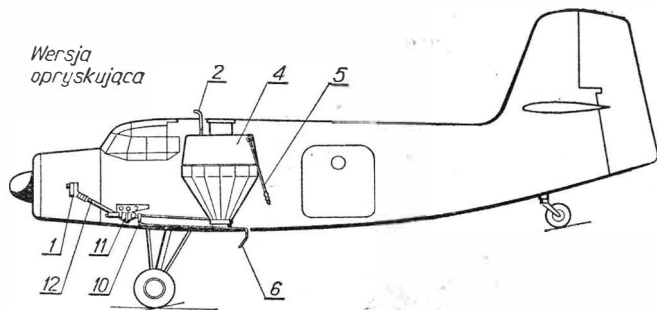
Śmigłowiec K-26 w wersji służbowej

ry podskrzydłowe wyposażone w zależności od wymaganego wydatku cieczy w odpowiednią liczbę rozpryskiwaczy szczelinowych bez zaworków wentylkowych, dla opryskiwań średniokroplistych lub rozpryskiwaczy fajkowych dla opryskiwań grubokroplistych.

2. Opryskiwanie roztworami wodnymi o niskiej toksyczności. Wyposażenie składa się z następujących zespołów: zbiornik główny, opryskiwacz bez ejetora, rury podskrzydłowe wyposażone w rozpryskiwacze szczelinowe z zaworkami wentylkowymi dla opryskiwań średniokroplistych albo rozpryskiwacze wentylkowe do opryskiwań grubokroplistych.
3. Opryskiwacze średniokropliste roztworami wodnymi o wysokiej toksyczności. Wyposażenie składa się z następujących zespołów: zbiornik główny, opryskiwacz bez ejetora z zaworem stężonych płynów wraz z instalacją powietrzną, rury podskrzydłowe wyposażone w rozpryskiwacze szczelinowe z zaworkami wentylkowymi.
4. Opryskiwanie grubokropliste roztworami wodnymi o wysokiej toksyczności.

Wyposażenie składa się z następujących zespołów: zbiornik główny, opryskiwacz z zaworem stężonych płynów, zbiornik stężonych płynów wraz z instalacją po-

7. Schemat wyposażenia rolniczego samolotu An-2M:  
 1 — końcówka napędowa ze sprzęgłem, 2 — odpowietrzenie zbiornika, 3 — gardziel zasypowa, 4 — zbiornik główny, 5 — rura zalewowa, 6 — rury opryskujące, 7 — rozrzutnik odśrodkowy, 8 — bezpośrednia przekładnia pasowa, 9 — elektryczny silnik napędu rozrzutnika, 10 — pompa odśrodkowa, 11 — przekładnia napędu prądnic i pompy, 12 — wałek napędowy



wietrzną, podwieszane zbiorniki odsysające, rury podskrzydłowe wyposażone w rozpryskiwacze fajkowe.

5. Opryskiwanie drobnokropliste roztworami wodnymi. Wyposażenie — jak dla zabiegów 2 lub 3, lecz na rurach podskrzydłowych zamiast rozpryskiwaczy szczelinowych zakłada się rozpryskiwacze z otworkiem kwadratowym  $1 \times 1$ .

Dodatkową regulację wydatku cieczy oraz średnic średnic kropli uzyskuje się przez:

- zaślepienie odpowiedniej liczby rozpryskiwaczy na rurach podskrzydłowych,
- zakładanie na rury podskrzydłowe rozpryskiwaczy o mniejszej lub większej szczelinie,
- wstawienie odpowiedniej diafragmy dławiącej między opryskiwaczem a rurami podskrzydłowymi,
- wstawienie odpowiednich zwężek w ejetorach zbiorników odsysających.

Tak rozwiązane wyposażenie rolnicze jest proste w obsłudze i regulacji oraz łatwe do transportu i przechowywania (duża liczba zespołów i elementów wspólnych dla różnych wariantów zastosowania) przy jednoczesnym zapewnieniu szerokiego wachlarza możliwych zastosowań.

Od kilku lat wprowadzona została do eksploatacji pewna liczba zmodyfikowanych samolotów An-2 oznaczonych symbolem An-2M. Samolot ten według pierwszych założeń miał być bardziej ekonomiczny od wersji podstawowej. Różnica zasadnicza polegała na zmianie systemu napędowego aparatury rolniczej oraz zwiększeniu udźwigu chemikaliów dzięki zmniejszeniu ciężaru konstrukcji samolotu.

Zmniejszenie ciężaru konstrukcji uzyskano przede wszystkim przez usunięcie z samolotu wszystkiego, co nie jest niezbędne do prac agrolotniczych. Wiatrakowy napęd urządzeń rolniczych został zastąpiony napędem mechaniczno-elektrycznym. Uzyskano w ten sposób możliwość zaangażowania większej mocy do rozprzestrzeniania środków chemicznych (50 KM w An-2M zamiast 8 KM w An-2).

Dało to wyższe wskaźniki techniczno-konstrukcyjne, jednak wyższy koszt wytwarzania oraz bardziej kłopotliwa, a zatem i droższa obsługa nie spełniły oczekiwanych efektów końcowych.

Śśród śmigłowców do niedawna najszerszej był stosowany do prac gospodarczych śmigłowiec Mi-1. W ostatnich latach jego miejsce zaczyna zajmować śmigłowiec Mi-2 napędzany dwoma silnikami turbinowymi. Z ciekawszych rozwiązań aparatury rolniczej Mi-2 należy wspomnieć o urządzeniu do rozsypywania chemikaliów sypkich. Jest ono wykonane w formie tunelu opylającego z wymuszonym przepływem. Wymuszony przepływ realizowany jest przez osiowy wentylator napędzany elektrycznie.

Inną ciekawą konstrukcją jest śmigłowiec K-26. Zbudowany jest on w formie latającego podwozia z kabiną załogi. Układ śmigłowca charakterystyczny dla konstrukcji Kamowa (dwa przeciwbieżne wirniki nośne). Napęd stanowią dwa silniki tłokowe umieszczone na konsolach z boków kadłuba.

Śmigłowiec K-26 w wersji opryskującej ma dwie pompy odśrodkowe napędzane elektrycznie. Zawór sterujący pozwala na szeregowe lub równoległe podłączenie pomp do całego układu opryskującego. Pozwala to na



Tablica 2. Zestawienie danych technicznych samolotów gospodarczych eksploatowanych w ZSRR w 1969 r.

Wyszczególnienie	Jak-12M	Jak-12A	An-2	An-2 na pływakach	An-2M	Uwagi
Długość samolotu w linii lotu [m]	9,0	9,0	12,735	13,2	12,735	
Wysokość na postoju [m]	3,12	3,12	4,13	—	4,13	
Rozpiętość górnego skrzydła [m]	12,6	12,6	18,176	18,176	18,176	
dolnego skrzydła [m]	—	—	14,236	14,236	14,236	
Rozstaw kół [m]	2,2	2,2	3,36	—	3,36	
Powierzchnia górnego skrzydła [m <sup>2</sup> ]	23,86	22,6	43,546	43,546	43,546	
Powierzchnia dolnego skrzydła [m <sup>2</sup> ]	—	—	27,98	27,98	27,98	
Ciężar konstrukcji [kG]	1026	1059	3360	3688	3600	
Ciężar startowy [kG]	1450	1588	5250	5500	5500	
Udźwig środków chemicznych [kG]	260	260	1370	1000	1500	
Moc startowa silnika [KM]	260	260	1000	1000	1000	
Typ silnika	AI-14R	AI-14R	ASz-62IR	ASz-62IR	ASz-62IR	
Prędkość maksymalna [km/h]	180	215	253	239	260	
Prędkość przelotowa [km/h]	150	170	190	165	200	
Prędkość robocza [km/h]	120	140	155	155	130—160	
Prędkość wznoszenia [m/s]	4,1	3,6	2,8	2,0	2,4	przy ziemi
Pałap praktyczny [m]	4160	4000	4350	4500	4500	
Zasięg [km]	765	1070	905	1200	1750	
Rozbieg [m]	120	150	150	170	215	
Dobieg [m]	110	130	170	—	200	
Prędkość lądowania km/h	68	89	85	90	90	
Jednostkowy udźwig chemikaliów w stosunku do mocy [kG/KM]	1,0	1,0	1,37	1,0	1,5	
Jednostk. udźwig chemikaliów w stosunku do ciężaru startowego [%]	18,0	16,4	25,0	18,2	27,3	
●obciążenie powierzchni [kG/m <sup>2</sup> ]	61,0	70,5	73,5	77,0	77,0	
Obciążenie mocy [kG/KM]	5,58	6,12	5,25	5,5	5,5	

Tablica 3. Zestawienie danych technicznych śmigłowców stosowanych do prac aerolotniczych w ZSRR

Wyszczególnienie	Mi-1NH	Mi-2	Ka-15	Ka-26	Mi-4	Uwagi
Długość [m]	12,11	17,00	6,30	—	25,00	
Wysokość [m]	3,3	3,3	3,3	4,05	4,4	
Średnica wirnika nośnego [m]	14,3	14,5	10,0	13,0	21,0	
Powierzchnia tarczy [m]	160,6	165,1	72,5	—	—	
Ciężar startowy [kG]	2400	3700	1400	3250	7100	
Ciężar konstrukcji [kG]	1900	2320	1020	—	5062	
Udźwig chemikaliów [kG]	300	700	250	900	1200	
Typ silnika	AI-260W	GTD-350	AI-14	M14-W26	ASz-82W	
Moc startowa [KM]	575	2 × 400	260	2 × 325	1700	
Prędkość maksymalna [km/h]	170	253	150	170	185	
Prędkość robocza [km/h]	20—80	20—120	20—80	20—120	—	
Prędkość wznoszenia [km/h]	4,0	6,5	—	—	—	
Zasięg [km]	590	670	400	400	567	
Obciążenie mocy [KG/kM]	4,2	4,6	5,4	4,46	4,18	
Obciążenie tarczy [kG/m <sup>2</sup> ]	14,9	22,4	19,3	—	—	
Jednostkowy udźwig chemikaliów w stosunku do mocy [kG/KM]	0,52	0,875	0,77	1,38	0,78	
Jednostkowy udźwig chemikaliów w stosunku do ciężaru startowego [%]	12,5	18,9	14,3	27,7	16,9	

uzyskanie szerokiego wachlarza zakresu regulacji wyposażenia opryskującego.

Przeprowadzone próby eksploatacyjne K-26 wykazały, że pomimo mniejszego udźwigu chemikaliów (700 kG) śmigłowiec ten ma wydajność prawie taką jak samolot An-2. Tę wysoką wydajność uzyskuje się dzięki dużej zwrotności śmigłowca.

Zdaniem konstruktora K-26, N. J. Kamowa, na przeszkodzie szerokiemu wprowadzeniu tego śmigłowca do eksploatacji stają po pierwsze — przyzwyczajenie do eksploatacji samolotu i po drugie — stosunkowo wysoki koszt śmigłowca wynikający przede wszystkim z małych serii produkcyjnych.

## NARADY ● KONFERENCJE

Sekcja Komunikacji Lotniczej Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Komunikacji w Gdańsku w dniu 1 lipca 1970 r. w sali Wojewódzkiej Rady Narodowej zorganizowała naradę nt. *Budowa Lotniska Cywilnego dla Trójmiasta*, na której wygłoszono następujące referaty:

- *Lotniska dla zespołu Gdańsk — Gdynia w świetle planowania przestrzennego i rozwoju gospodarczego Trójmiasta* — mgr inż. Grzegorz Sobierajski
- *Techniczno-ekonomiczna koncepcja budowy lotniska w Rębiechowie* — mgr inż. Jan Smoleński i mgr inż. Z. Hyla

# LOTNICZY SZLAK SYBERYJSKI

*W artykule przedstawiono historię powstania drogi lotniczej prowadzącej przez Biegun Północny, a szczególnie omówiono połączenie Moskwa—Tokio, zwracając uwagę na znaczenie gospodarcze (przewozy towarowe) płynące z koncesji na przelot przez Syberię w kierunku Europy. Zwrócono również uwagę na wyposażenie techniczne tego szlaku.*

Francuski „Combat” z dnia 6.V.1970 r. zamieścił na swoich łamach artykuł, w którym znajdujemy następujący cytat „Mniej lub bardziej oficjalne zbliżenie między Moskwą a Tokio tłumaczy się rolą, jaką japoński przemysł i technika mają odegrać w eksploatacji syberyjskich bogactw naturalnych, oraz ożywioną już teraz współpracę „Aeroflotu” i JAL (Japan Air Lines) w eksploatacji obszaru syberyjskiego. Pod względem gospodarczym i strategicznym znaczenie Japonii w obecnym międzynarodowym układzie sił jest wcale niebagatelne. I to właśnie chmurzy czoła amerykańskich mężów stanu”.

Powyższe bardzo lakoniczne sformułowanie stawia zagadnienie współpracy lotniczej w rzędzie wielkich problemów gospodarczych i politycznych. Tak jest na pewno i nie trzeba nikogo przekonywać, że ranga samolotu we współczesnej polityce gospodarczej stale wzrasta.

Z punktu widzenia klasyfikacji szlaków lotniczych globu ziemskiego wysuwa się od lat na pierwsze miejsce północny Atlantyk. I chyba słusznie, łączy on bowiem dwa najaktywniejsze rynki, a mianowicie Amerykę Północną i Europę zachodnią.

Wszelkie prognozy perspektywiczne również i ten szlak preferują. A już wprowadzenie do eksploatacji samolotu Boeing 747 ma dokonać zasadniczych zmian w strukturze przewozów nad Północnym Atlantykiem. Na tym szlaku samolot Boeing 747 zapoczątkował swój lot inauguracyjny w styczniu 1970 r. Jeszcze w tym roku kilka przedsiębiorstw wprowadzi do eksploatacji tego typu samoloty, z przeznaczeniem ich wyłącznie na szlak północno-atlantycki.

Tymczasem na globie ziemskim, w okresie trwania drugiej rewolucji technicznej, jaką obserwuje się w technice lotniczej, wyrosła nowa potęga gospodarcza. Jest nią oczywiście Japonia, w której równolegle z rozwojem gospodarczym kształtuje się rynek lotniczy. Nie ma potrzeby określać bliżej miejsca i roli Japonii we współczesnym świecie. Zainteresowanie tym krajem jest wyjątkowo duże, a efekty i zamierzenia ekonomiczne pilnie śledzone. „Japonia dysponuje już infrastrukturą wojskową, która stawia ją na szóstym miejscu wśród militarnych potęg świata. Jeśli zaś chodzi o ultranowoczesne urządzenia, to znajduje się ona w światowej czołówce, a więc można ją uważać również za mocarstwo nuklearne”.

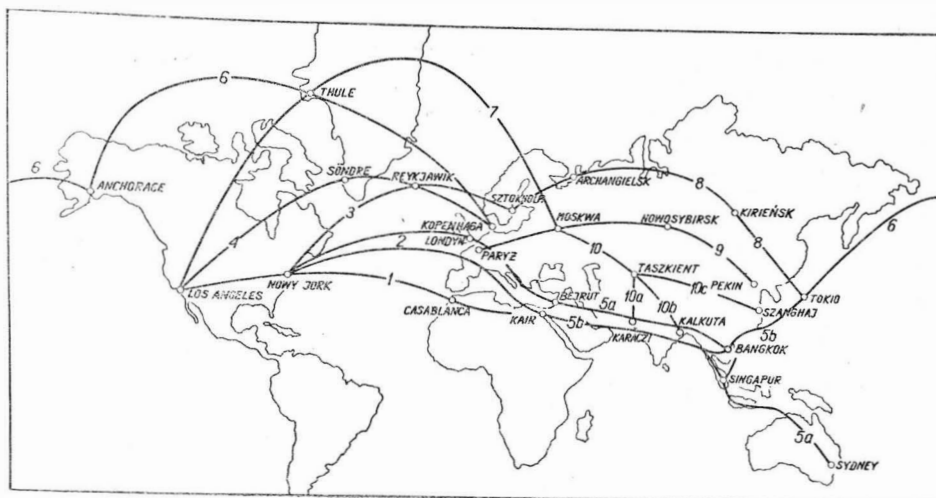
W kontekście tych krótkich uwag, eksponujących współczesną Japonię, dla specjalistów lotnictwa nasuwa się wnioski o równoległym kształtowaniu się rynku lotniczego. Rynek ten ma specyficzny charakter. Z jednej strony wyjątkowo zainteresowanie Japonią jako krajem najnowocześniejszej techniki, krajem miniaturyzacji w elektronice i kolosów morskich (a więc maksymalizacja przewozów towarowych drogą lotniczą), z drugiej strony atrakcyjność tego kraju przyciągającego bogatego turystę i handlowców (a więc intensyfikacja przewozów pasażerskich).

Do niedawna uważano, że położenie geograficzne Japonii staje się główną przeszkodą w intensyfikacji handlu zagranicznego i rozwoju ruchu turystycznego. Trudności te jednak szybko zostały opanowane. Handlowi zagranicznemu, a przede wszystkim przewozom surowców, przyszedł w sukurs gigantyczny morskie dostarczające z odległych portów morskich Zatoki Perskiej ropę naftową, rudy metali itp. W ruchu turystycznym problem odległości całkowicie rozwiązał samolot.

Przymiarką generalną była olimpiada w Tokio, a obecnie Expo-70 w Osace. Zarówno w przewozach do Tokio, jak i do Osaki, samolot stanowił podstawowy środek przewozowy sportowców, turystów i wszelkiego rodzaju specjalistów. A więc jednak samolot, który zlikwidował pojęcie marginesowego położenia geograficznego Japonii.

Do Japonii prowadzą różne drogi lotnicze, w tym z kontynentu europejskiego tylko trzy. Ich rozwój i kształt następował w miarę postępu techniki lotniczej. Pierwsza najbardziej dostępna prowadziła przez Azję Południową, a jej przebieg z Europy opierał się na następującym układzie lotnisk: Bejrut — lotniska Zatoki Perskiej — Karaczi — Bombaj — Kalkuta — Bangkok — Hong Kong — Tokio. Punktów etapowych było początkowo znacznie więcej ze względu na zasięg samolotu. Stopniowo rynek zaczął dyktować lotniska lądowania.

Druga droga od dawna pasjonująca specjalistów lotnictwa to droga prowadząca przez Biegun Północny. Prace badawcze nad przystosowaniem trasy północnej dla potrzeb komunikacyjnych zapoczątkowali Skandynawowie w 1951 r. na odcinku Sztokholm — Fairbanks. Natomiast z myślą również o obsłudze tego szlaku Amerykanie budują w 1952 r. lotnisko w Thule na Grenlandii.

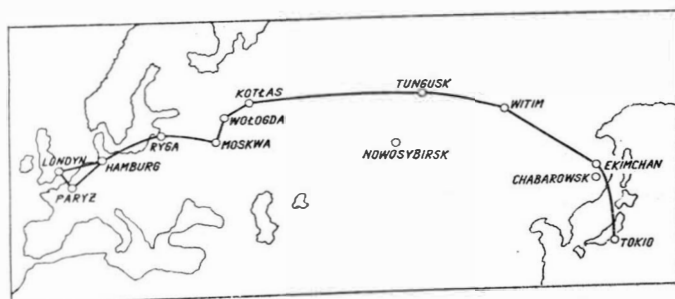


Pierwszy lot na specjalnie przystosowanym samolocie DC-6B odbył się na trasie Sztokholm—Thule 19 listopada 1952 r. Oficjalnie jednak uruchomienie linii regularnej Kopenhaga — Tokio nastąpiło w 1957 r. przez przedsiębiorstwo lotnicze SAS.

Dzisiaj droga ta została całkowicie opanowana, a na całej jej długości rozbudowano nowoczesne systemy nawigacyjne. Droga ta w porównaniu z tradycyjną prowadzącą przez Azję Południową jest wyjątkowo wygodna, jednak nie wytrzymuje konkurencji z trzecią drogą wiodącą przez obszar powietrzny Związku Radzieckiego. Tej drodze zamierzamy poświęcić więcej miejsca.

Regularne uruchomienie połączenia lotniczego na trasie Moskwa — Tokio uważa się za najważniejsze wydarzenie w dziedzinie dalszego rozwoju przewozów lotniczych. O znaczeniu tego faktu niech świadczy następujące porównanie. Podróż z Paryża do Tokio przez Azję Południową odbywa się po trasie o długości 15 160 km i trwa 26 godzin, a przez Biegun Północny — 13 450 km i trwa 18 godzin. Trasa przez Moskwę wynosi zaledwie 10 700 km i na jej pokonanie wystarcza 14 godzin. Czas lotu rozpatrywany jest dla powszechnie stosowanych samolotów jak: DC-8, Boeing 707 lub Il-62.

Porównanie odległości i czas trwania lotu nie wymagają żadnych komentarzy. Posiadanie koncesji radzieckiej na przelot nad obszarem ZSRR jest jednoznaczne ze skróceniem całej trasy przelotu Wschód - Zachód o około 4500 km. Stawia to przedsiębiorstwa lotnicze posiadające taką koncesję w sytuacji uprzywilejowanej w porównaniu z tymi, które obsługują Daleki Wschód tradycyjną trasą południowo-azjatycką. Koncesja taka stanowi ponadto poważny czynnik konkurencyjny dla tych przedsiębiorstw, które mają jedynie połączenie polarne.



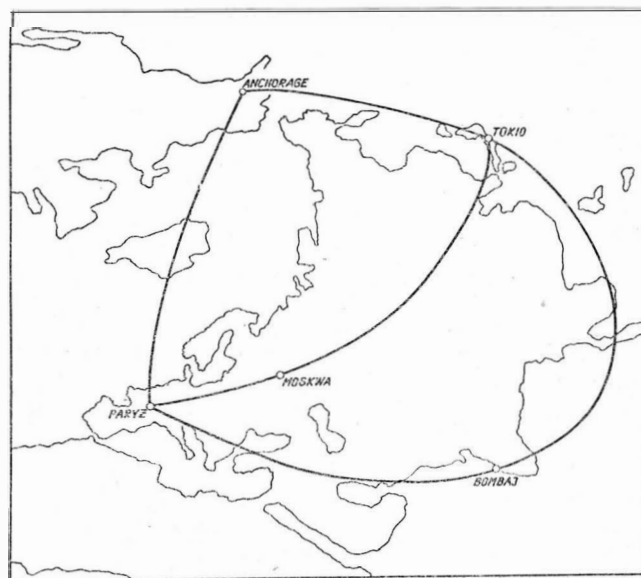
Nic też dziwnego, że wiele przedsiębiorstw zabiega w swoich rokowaniach ze Związkiem Radzieckim o uzyskanie prawa przelotu przez obszar Syberii.

Nie bez pokrycia jest twierdzenie jednego z prezesów JAL, który określa szlak syberyjski mianem szlaku złotego.

W kontekście naszych rozważań łatwo wyciągnąć wniosek, że Japonii najbardziej zależało na uruchomieniu przelotu przez Syberię. Szlak ten jest dla Japonii tym, czym dla Stanów Zjednoczonych północny Atlantyk. Japonii szczególnie zależy na rynku europejskim. W grę wchodzi przede wszystkim przewozy towarowe w kierunku Europy. JAL ma zamiar przystosować samoloty Boeing 747 do przewozu samochodów osobowych, a w przyszłości znacznie większe Lockheedy.

Umowa między rządami Japonii i ZSRR w sprawie eksploatacji bezpośredniej linii Tokio — Moskwa została już podpisana 21 grudnia 1966 r. Linia ta była eksploatowana w poolu przez „Aeroflot” i JAL. W początkowym okresie umowa opiewała na dwa lata z możliwością jej dalszego przedłużenia.

Początek został zrobiony, a do tego celu wykorzystano samolot Tu-114 latający pod flagą „Aeroflotu” i JAL. Jak już wspomniano, linia ta stała się wyjątkowo konkurencyjna i budziła zainteresowanie wielu przedsię-



biorstw lotniczych. Aktualnie, oprócz przedsiębiorstwa JAL prawo do jej eksploatacji otrzymały „Air France” i BOAC (1969 r.). W zamian za udostępnienie trasy syberyjskiej ZSRR otrzymał prawo handlowe w Paryżu i Londynie dla „Aeroflotu” przy przelocie do Ameryki Północnej i Południowej.

W tegorocznych planach przewozów trzy przedsiębiorstwa, które uzyskały koncesję będą realizowały 12 lotów tygodniowo. O prawo do eksploatacji trasy syberyjskiej ubiegają się jeszcze SAS i KLM. Przewiduje się również, że w zamian za zgodę na eksploatację handlową obszaru Północnej Ameryki przez „Aeroflot” o prawa takie będą się ubiegać przedsiębiorstwa lotnicze USA.

Syberia stała się obszarem szczególnego zainteresowania i w tej pięcioletniej, prowadzący przez nią szlak może być drugim co do aktywności na globie ziemskim, bo znacznie dłuższym od północno-atlantyckiego, a przy tym prowadzącym nad rozległym oraz doskonale pod względem nawigacyjnym i lotniskowym zabezpieczonym kontynentem.

Według oceny specjalistów „Air France” szlak syberyjski został doskonale wyposażony pod względem technicznym. Na całej jego długości znajduje się pełna osłona radiolokacyjna. Trasa Moskwa—Tokio została podzielona na 12 rejonów informacyjnych, a mianowicie: Moskwa, Leningrad, Siktikar, Świerdłowski, Surgut, Kołpaczewo, Jenisiejsk, Kireńsk, Magdagackij, Błagowieszczeńsk, Chabarowski i Tokio. Ponadto na wytyczonym szlaku rozmieszczono 27 ośrodków radiowych. Lotniska leżące na trasie wyposażono w systemy lądowania ILS typu ICAO oraz radzieckie typu „Matjerik”.

Załogi francuskie, które wykonują już loty na trasie syberyjskiej, jednoznacznie uważają, że pod względem

technicznym jest to najlepszy szlak długodystansowy na globie ziemskim. Trasa „Air France” i BOAC prowadzi przez Rygę do Moskwy i Tokio.

Jak już zaznaczono, szlakiem syberyjskim interesuje się coraz więcej przedsiębiorstw. Przez obszar powietrzny Związku Radzieckiego prowadzą wygodne połączenia również i na Środkowy Wschód, jak np. do Indii, Pakistanu, Iranu. Z prawa przelotu do Europy przez Taszkient i Moskwę korzystają już „Air India” i „Iranair”.

Szlak syberyjski pozostanie jednak domeną działania „Aeroflotu”. Według przewidywania ministra lotnictwa cywilnego ZSRR zamierza się wprowadzić na ten szlak samoloty Tu-154 (kolejno zmodyfikowany samolot Tu-144 przewidziany do przewozu 200—250 pasażerów). Aktualnie trwają też intensywne prace nad przystosowaniem dla potrzeb komunikacyjnych samolotu An-22 w wersji mieszanej (300 pasażerów i 50 ton ładunku). Przewiduje się również, że w ciągu najbliższych pięciu lat przemysł lotniczy ZSRR przygotuje autobus powietrzny dla 1000 pasażerów.

Reasumując, należy stwierdzić, że uruchomienie szlaku syberyjskiego otwiera nowy układ sieci lotniczej na świecie (mapa 1). Nowy układ naruszy istniejącą politykę przewozową. W przekonaniu autora „Aeroflot” przejmie poważną masę rynku pasażerskiego w relacjach międzynarodowych.

Jeśli przy tym uwzględnimy się wzmożone zainteresowanie turystyką w ZSRR, to można przyjąć, że szlak ten uzyska na pewno liczne odgałęzienia i w przyszłości takie obszary, jak Bajkał, Nowosybirsk czy wreszcie wybrzeże Morza Czarnego i Kaspijskiego staną się centralnymi zespołami turystycznymi.

Szlak syberyjski otwiera nową epokę w kształtowaniu się przewozów lotniczych na świecie.

## KRONIKA

▼ Prawie 300 pracowników WSK Mielec studiują zaocznie na różnych kierunkach i uczelniach. Najwięcej jednak na Wydziale Mechanicznym Politechniki Krakowskiej, który od 8 lat prowadzi w Mielcu punkt konsultacyjny. Pracujący studenci na miejscu korzystają z wykładowców, ćwiczeń, laboratoriów i pomocy dydaktycznej. Corocznie zakład kieruje na studia około 90 osób. Ponad 70 osób zdaje pomyślnie egzamin na wyższą uczelnię. 152 inżynierów wyszkolonych z inicjatywy przedsiębiorstwa w latach 1967—1969 zasililo kadry WSK. I jeszcze jedna informacja: studenci — w ramach prac dyplomowych — podejmują zagadnienia przydatne dla przedsiębiorstwa, 70% z nich wykorzystano już w produkcji.

▼ Mielec słynie z licznych pomników poświęconych lotnictwu. Ostatnio rzeźbiarka Ewelina Michalska wykonała 7-metrowy monument wykuty w aluminium — poświęcony „Zdobyciom przestworzy”. Pomnik wyobraża parę skrzydeł wznoszących się do lotu.

▼ Płk. pil. Stanisław Skalski w liście do redakcji „Życie Warszawy” zwrócił uwagę na dziwną u nas aberrację wartości i pojęć. Oto wejście „Górnika” do finału zawodów piłki nożnej ma być uczczone znaczkami pocztowymi! Poruszony tą nowiną płk. Skalski pisze:

„Na przełomie 1968/69 obchodziliśmy wielką rocznicę narodzin lotnictwa polskiego — 50-lecie, tak wojskowego jak i sportowego, a ponadto 25-lecie ludowego lotnictwa. Czy w jakiś symboliczny sposób poczta uczciła tę, jednak wielką rocznicę i ważną dla Polaków? Do dziś panuje

głęboka cisza. Wszystkie państwa wydały z tej okazji znaczki, bo ta rocznica jest w przybliżeniu wspólna dla wielu krajów. Tylko w Polsce lotnictwo stało się marginesem”.

Nic odjąć, nic dodać. Takimi manowcami w ocenie zdarzeń i ich historycznego znaczenia można zadziwić się, aż do upojenia.

▼ Płk. pil. Wacław Król domaga się — na łamach „Skrzydlatej Polski” ustalenia poprawnej listy nazwisk i stopni uczestników „Bitwy o Anglię”. Pułkownik — sam uczestnik tej historycznej bitwy — stwierdza, że zarówno publikacja J. Jokiela (wydana przez Pax w 1968 r.) jak również notatka R. Szubańskiego zamieszczona w SP (wg angielskiego opracowania) — zawierają wykazy niekompletne oraz liczne nieścisłości.

Płk. Król stwierdza, że w „Bitwie o Anglię” brało udział 138 polskich myśliwców. W bitwie poległo 27 pilotów, zaś w dalszych latach wojny zginęło ich 37. Wojnę przeżyło 74 pilotów z „Bitwy o Anglię”, a z tej liczby dziesięciu mieszka w Polsce.

Na marginesie swej wypowiedzi płk. Król informuje, że nie słyszał, aby Czesi latali w dywizjonach RAF.

▼ Corocznie samoloty PUL obsługują około 300 tys. hektarów pól uprawnych. Wartość netto plonów ochronionych przed szkodnikami i chorobami przekracza 1 mld złotych.

▼ Powtarza się polska epopeja lotnicza sprzed 40 lat. Około roku 1930, w podziemiach Politechniki Warszawskiej, studenci-członkowie Koła Mechaników: Drzewiecki, Wigura i Rogalski rozpoczęli budować samoloty, które dały początek — sławnej później — rodzinie RWD.

Około roku 1970 zeszedli do podziemi studenci i młodzi naukowcy Wydziału Mechanicznego, Energetyki i Lotnictwa Politechniki Warszawskiej, członkowie Koła Naukowego Lotników i — unikając rozgłosu — budują samolot szkolno-treningowy.

Konstrukcja samolotu metalowa — z szeregiem wykorzystaniem tworzyw sztucznych, dwuster, silnik „Walter” o mocy 160 KM. Opracowano już wstępny projekt, zaawansowano dokumentację warsztatową, rozpoczęto wykonawstwo prototypu.

Oby jeszcze nasze pokolenie stało się świadkiem odrodzenia myśli lotniczej w Polsce!

Komisja Samolotowa APRL wystąpiła do Zarządu Głównego tej instytucji z wnioskiem o udzielenie młodym konstruktorom jak najdalej idącej pomocy.

● Już 120 członków (powyżej 16 lat życia) zgromadził w ciągu jednego roku Klub Amatorów — Konstruktorów. Przypominamy, że na Naradzie Sekcji Lotniczej SIMP, poświęconej problemom motoszybownictwa i samolotów lekkich, w grudniu ub. r. — sprawa KAK była gorąco dyskutowana.

● Komisja Samolotowa APRL podjęła uchwałę w sprawie konieczności zwrócenia się do władz z przedstawieniem sytuacji, związanej z ograniczeniem dostaw samolotów do szkolenia.

● W bieżącym roku wycofane zostaną z eksploatacji aeroklubowej samoloty „Junak” 2 i 3. APRL przeprowadza modyfikację samolotów „Zlin” 26.

● W trudnej sytuacji sprzętowej z pomocą Aeroklubowi PRL przychodzi Wojsko Lotnicze. Przekazują one w bieżącym roku dalszą partię samolotów „Bies” wraz z częściami zamiennymi.

# NAPRAWA POKRYCIA KADŁUBA SAMOLOTU IŁ-18

*W artykule, na przykładzie samolotu Ił-18, podano sposób postępowania w przypadku uszkodzenia pokrycia kadłuba współczesnego samolotu komunikacyjnego wyposażonego w ciśnieniową kabinę pasażerską.*

Współczesne samoloty komunikacyjne są wyposażone w ciśnieniowe klimatyzowane kabiny pasażerskie. Kabiny ciśnieniowe nakładają na personel techniczny obowiązki spełniania wielu dodatkowych wymagań dotyczących zapewnienia bezpiecznej eksploatacji sprzętu. Do elementów najbardziej narażonych na zewnętrzne mechaniczne uszkodzenia podczas eksploatacji samolotu, a zarazem poddawanych dużym obciążeniom występującym w czasie jego eksploatacji, należy zaliczyć pokrycie kadłuba. Stopień trudności, na jakie napotyka się w czasie naprawy uszkodzonego pokrycia — ilustrują przedstawione niektóre dane techniczne dotyczące obciążeń pokrycia kadłuba samolotu Ił-18, które powstają w wyniku nadciśnienia panującego w kabinie pasażerskiej w czasie normalnej jego eksploatacji.

Objętość ciśnieniowej części kadłuba samolotu Ił-18 wynosi 240 m<sup>3</sup>, zaś maksymalne nadciśnienie — 0,5 kG/cm<sup>2</sup>. Energia powietrza sprężonego wewnątrz kadłuba wynosi więc około 1,2 miliona kGm. Odpowiada to pracy niezbędnej do wyniesienia 1,2 tony na wysokość 1 km. Przy różnicy ciśnień wynoszącej 0,5 kG/cm<sup>2</sup> dno wręgi nr 56 (wręga końcowa kabiny ciśnieniowej) kadłuba przenosi obciążenie 35 000 kG, drzwi wejściowe — 5300 kG, a okno kabiny pasażerskiej — 630 kG.

## Ogólne wymagania dotyczące remontu samolotu

Remont samolotu ma za zadanie przywrócić mu pełnej sprawności technicznej. Oznacza to, że po wykonaniu

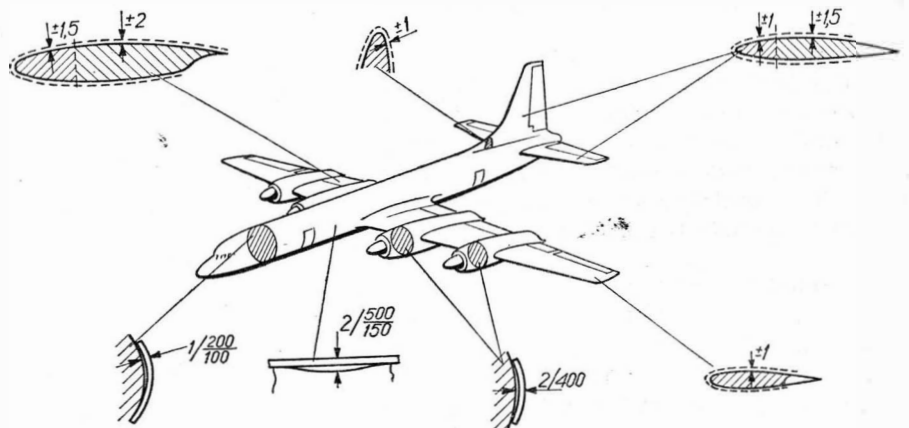
prac przewidzianych odpowiednimi instrukcjami, konstrukcja płatowca powinna spełniać wymagania aerodynamiki, sztywności, wytrzymałości i szczelności nowych, seryjnych samolotów tego typu, schemat konstrukcji, dane lotno-techniczne, ciężarowe i wyważeniowe powinny się mieścić w granicach określonych dla nowego samolotu z tym samym wyposażeniem i tej samej serii.

Ze względu na to, że podczas remontu samolotu nie można uniknąć pewnego zwiększenia jego ciężaru — warunki techniczne remontu dopuszczają maksymalne zwiększenie ciężaru samolotu o wartość nieprzekraczającą 1% nominalnego ciężaru, ustalonego dla danej serii samolotów. Maksymalną odchyłkę niewyważenia pustego samolotu po remoncie dopuszcza się w granicach  $\pm 1\%$  SCA.

Na rysunku 1 podano dopuszczalne odchyłki zewnętrznych wymiarów zespołów płatowca samolotu Ił-18.

Aby zapobiec przekroczeniu maksymalnego ciężaru samolotu podczas wykonywania jego remontu, jak również przed zmianą sztywności zespołów — stosowane do remontu płatowca materiały powinny spełniać wymagania określone dla materiałów stosowanych do produkcji seryjnej samolotów.

Duża zmiana wymiarów gabarytowych zespołów, spowodowana remontem samolotu, może mieć wpływ na zmniejszenie maksymalnej jego prędkości. Z tego względu zagraniczne warunki techniczne obowiązujące podczas wykonywania remontu płatowca przyjmuje się od-



1. Granice dopuszczalnych odkształceń zespołów płatowca Ił-18

chyłki tolerancji zewnętrznych wymiarów zespołów płatowca samolotu; dotyczy to także dopuszczalnych granicznych wymiarów miejscowych deformacji pokrycia oraz szczelin w miejscach styku poszczególnych arkuszy.

Aby zachować żadaną wytrzymałość zespołów, szwy nitowe muszą spełniać wymagania, stawiane analogicznym podczas produkcji płatowca.

Poniżej podano zasadnicze wymagania dotyczące nitowania elementów płatowca samolotu II-18.

**Jakość wiercenia otworów pod nity.** Wymiary otworów pod nity powinny być utrzymane w granicach określonych w normach. W przypadku wymiany uszkodzonych nitów na nity o tej samej średnicy dopuszcza się pozostawianie otworów o zwiększonej średnicy w granicach: do 0,2 mm — dla nitów o średnicy do 5 mm i do 0,3 mm — dla nitów o średnicy większej niż 5 mm. W przypadku, gdy po wywierceniu nitu średnica otworu przekracza uprzednio podane wartości, uszkodzone nity należy wymienić na nity następnego wymiaru. Owal otworu dopuszcza się w granicach pola tolerancji dla średnicy danego otworu. Oś otworu pod nit powinna być prostopadła do powierzchni elementu w danym punkcie. Nie dopuszcza się pozostawiania otworów w kształcie wieloboku, zerwania krawędzi otworów oraz pęknięć materiału.

**Jakość wykonania gniazd pod główki nitów.** Gniazda pod główki nitów, pod względem kształtu i wymiarów, powinny mieścić się w niżej podanych granicach: głębokość gniazd pod nity wpuszczane powinna być mniejsza od minimalnej wysokości nitów, określonej w normach — o wielkość równą  $0,01 \div 0,10$  mm (wystawienie nitu w gnieździe dopuszcza się w granicach  $0,01 \div 0,10$  mm). Owal gniazd dopuszcza się w granicach 0,2 mm (w szczególnych przypadkach do 0,3 mm), lecz nie więcej niż w 15% gniazd danego szwu nitów. Nie dopuszcza się wieloboku, pęknięć i innych uszkodzeń na powierzchni gniazd pod nity.

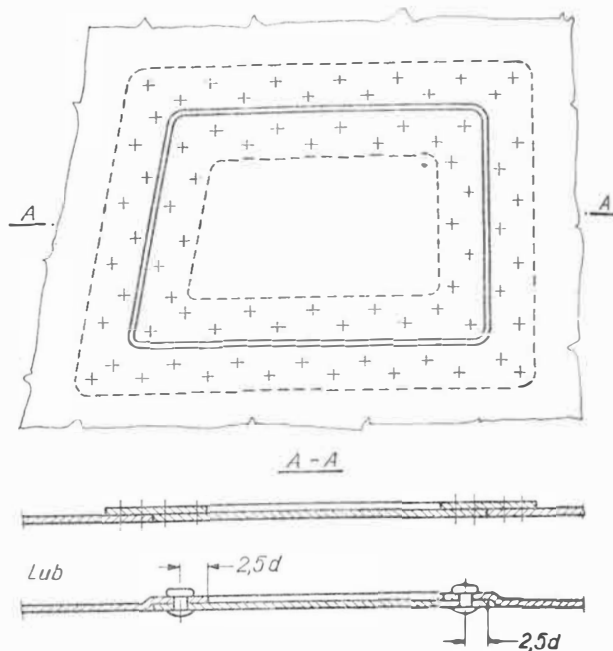
**Jakość nitowania.** Główki nitów po zanitowaniu powinny przylegać do powierzchni nitowanych elementów; dopuszcza się jednostronne nieprzyleganie główek nitów maks. o 0,05 mm, lecz nie więcej niż 10% nitów danego szwu.

Nie dopuszcza się podcięć, pęknięć i innych mechanicznych uszkodzeń na powierzchni główek nitów oraz na pokryciu wokół nitów.

#### Remont pokrycia nieciśnieniowej części płatowca samolotu II-18

Na pokryciu skrzydła przyczepnego i środkowego, zespołach sterowania samolotem oraz na nieciśnieniowej części kadłuba dopuszcza się istnienie płytkich rys bez wzmocnienia uszkodzonych miejsc. Głębokość dopuszczalnych rys uzależnia się od grubości pokrycia, wykonanego z materiału D-1 ATUP:

dla grubości	0,6 ÷ 1,0 mm	— do 0,08 mm,
„ „	1,2 ÷ 1,5 mm	— do 0,15 mm,
„ „	2,0 mm	— do 0,2 mm,
„ „	2,5 ÷ 4,0 mm	— do 0,3 mm,
„ „	5 mm i więcej	— do 0,4 mm.



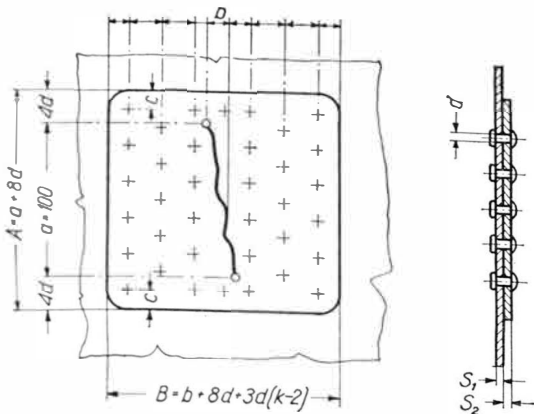
2. Przykład naprawy uszkodzonego pokrycia nieciśnieniowej części kadłuba

Na dolnych płytach, między dźwigarami skrzydła środkowego i przyczepnego, zadrapania o podanej uprzednio głębokości można pozostawić bez wzmocnienia pod warunkiem, że ich długość nie przekroczy podwójnej podziałki podłużnic. Większe uszkodzenia zewnętrznej pokrycia nieciśnieniowej części płatowca naprawia się przez umocowanie nakładek. Nakładki mogą być różnej konstrukcji. Do najczęściej stosowanych i zalecanych należy rozwiązanie podane na rys. 2. Nakładka jest umocowana do pokrycia za pomocą pierścieniowej wkładki z blachy o grubości samej nakładki (a więc i grubości pokrycia). Wkładkę najczęściej umocowuje

Tablica

Parametr	Typowe obliczenia
Grubość pokrycia	$S_1$
Grubość nakładki	$S_2$
Średnica nita	$d = 2\sqrt{S_1 + S_2}$
Długość nita	$l = S_1 + S_2 + 1 \cdot 3d$
Podziałka nitów	$t_{mm} = 3d$
Powierzchnia przekroju poprzecznego nita	$f_{nita} = \frac{\pi d^2}{4} \text{ mm}^2$
Powierzchnia przekroju poprzecznego pęknięć	$f_{pkn.} = a \cdot S_1$
Sila ścinająca nit	$P = f_{nita} \cdot \tau_{sr}$
Odległość od krawędzi nakładki do środka otworu pod nit	$C = 2d$
Liczba nitów w rzędzie na nakładce	$m = \frac{A-2C}{t} + 1$
Liczba rzędów nitów na nakładce	$K = \frac{N}{m}$
Całkowita liczba nitów	$N = \frac{a \cdot S_1^{-m} d S_2}{d^2 \tau} \delta_{zw}$
Długość nakładki	$A = a + 8d$
Szerokość nakładki	$B = b + 8d + 3d(k-2)$

Dla nakładek naprężenie na rozrywanie  $\sigma_{zw} = 33 \text{ kG/mm}^2$   
Dla nitów naprężenie ścinające: z D18 —  $\tau_{sr} = 19 \text{ kG/mm}^2$   
dla W-65 —  $\tau_{sr} = 25 \text{ kG/mm}^2$



3. Przykład naprawy pękniętego pokrycia nieciśnieniowej części kadłuba

się do pokrycia za pomocą dwu rzędów nitów umieszczonych naprzemianlegle. Nakładkę umocowuje się do wkładki za pomocą pojedynczego (przy nakładkach o powierzchni do 2500 mm<sup>2</sup>) lub podwójnego szwu nitów. Duże nakładki (przy uszkodzeniach, których wymiary liniowe przekraczają 75 mm) umocowuje się do podłużnic szkieletu za pomocą pojedynczego szwu, zaś szew poprzeczny, w zależności od umiejscowienia nakładki, jest dwu- lub wielorzędowy.

Na rysunku 3 przedstawiono typowy sposób naprawy pęknięcia pokrycia, zaś w tablicy określono dane wyjściowe, przy zachowaniu warunku stałej wytrzymałości naprawianego zespołu.

W przypadku większych uszkodzeń pokrycia zmienia się część lub cały arkusz, przy czym część uszkodzoną wycina się wzdłuż elementów szkieletu; ma to na celu nienaruszenie układu wytrzymałości konstrukcji. Nowy arkusz blachy powinien mieć wymiary umożliwiające połączenie go na zakładkę z sąsiednimi arkuszami. Arkusze powinny mieć ścięte krawędzie, zaś wewnętrzne powierzchnie — zabezpieczone warstwą gruntu AG-3a (zabezpieczenie antykorozyjne).

### Remont pokrycia ciśnieniowych części płatowca samolotu II-18

Podczas wykonywania remontu pokrycia ciśnieniowej części kadłuba należy zwracać szczególną uwagę na spełnianie wymagań dotyczących wytrzymałości i szczelności połączeń. Mechaniczne uszkodzenia pokrycia, zwłaszcza rysy i zadrapania, są niebezpieczne, gdyż obniżają wytrzymałość zmęczeniową i odporność pokrycia na korozję.

Na części ciśnieniowej kadłuba dopuszcza się bez dodatkowego wzmocnienia — istnienie zadrapań, rys, wgniecień itp. o głębokości nie przekraczającej 0,11 mm. Tak uszkodzonych miejsc nie wzmocnia się nakładkami, gdyż spowodowałyby to koncentrację naprężeń na pokryciu, większą niż spowodowaną przez te rysy i zadrapania.

W tym przypadku wykonywane prace zapobiegawcze prowadzą się do stępienia krawędzi rys i w razie uszkodzenia warstwy antykorozyjnej — zabezpieczenia uszkodzonych miejsc gruntem AG-3a oraz dwiema warstwami lakieru AS-82.

Pokrycie ciśnieniowej części kadłuba, na którym stwierdzono rysy, zadrapania itp. o długości nie przekraczającej 5 mm, niezależnie od głębokości, remontuje się przez umieszczenie w tym miejscu nitu. Dopuszcza się stosowanie nitów wpuszczanych pod warunkiem, że dzięki temu zostaną usunięte ślady rys i wgniecień. Pod zamykającą główkę nitu wkłada się podkładkę wykonaną z materiału D-16AT o grubości 1,2 mm i przekładkę z taśmy uszczelniającej U20-AŁ. W podany wyżej sposób można usuwać usterki przy zachowaniu następujących warunków: maksymalna liczba nitów na jednym arkuszu pokrycia — 2 szt.; maksymalna liczba nitów na pokryciu kadłuba — 10 szt.; najmniejsza odległość między nitami — równa podziałce szwów nitów znajdujących się w pobliżu uszkodzenia.

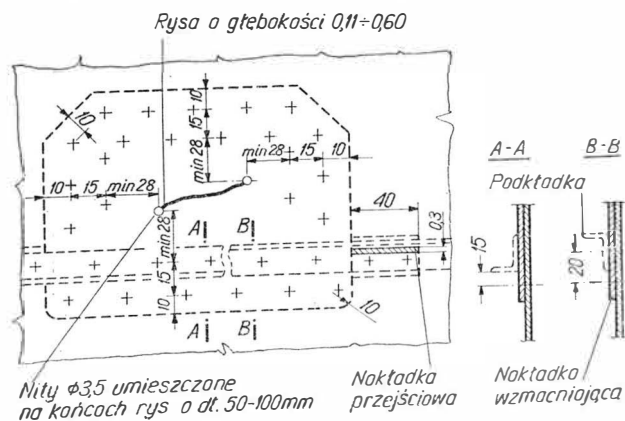
W przypadku gdy głębokość rys na pokryciu mieści się w granicach 0,11÷0,6 mm — stosuje się nakładki wzmocniające. Wzmocniającą nakładkę, wykonaną z materiału D-16AT o grubości 1,5 mm, umocowuje się od wewnętrznej strony kadłuba (rys. 4). Zaleca się, aby odległość od uszkodzenia do najbliższego rzędu nitów umocowujących nakładkę wynosiła 25÷28 mm.

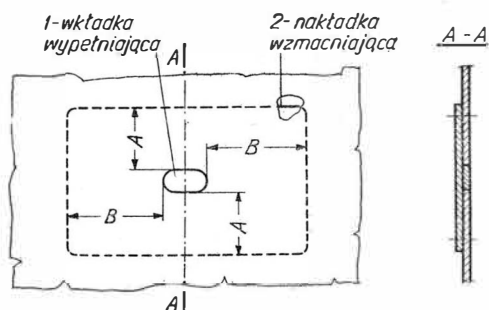
W miejscach zakończenia elementów usztywniających konstrukcję należy wstawić przejściowe nakładki (rys. 4, poz. 2) wykonane z materiału D-16AT o grubości 1,5 mm. Na długości 40 mm należy ścieć nakładkę do grubości 0,3 mm. Wszystkie krawędzie nakładki powinny być gładkie; w czasie umieszczania nakładek pomiędzy pokryciem i elementami usztywniającymi należy zachować szczególne środki ostrożności, aby nie dopuścić do powstania dalszych rys i zadrapań na pokryciu.

W przypadku gdy pokrycie ciśnieniowej części kadłuba uległo przebicciu i wymiar uszkodzenia wraz ze strefą zdeformowaną nie przekracza 150 mm, remont uszkodzonego pokrycia wykonuje się w niżej podany sposób (rys. 5).

Uszkodzone pokrycie wycina się przy zachowaniu płynnych miejsc, zaś krawędzie — oczyszcza. Zdeformowaną część pokrycia można wyprostować za pomocą lekkiego młotka drewnianego. Wkładkę (1) należy tak dopasować do otworu, aby szczelina pomiędzy wkładką i pokryciem nie była większa niż 0,2 mm. Nakładkę wzmocniającą (2) wykonuje się z tego samego materiału, z którego jest wykonane pokrycie; nakładkę umocowuje się do pokrycia za pośrednictwem taśmy uszczelniającej typu U20A naprzemianległym szwem nitowym w kierunku poprzecznym — 3-rzędowym, zaś w kierunku

4. Przykład naprawy uszkodzonego pokrycia ciśnieniowej części kadłuba





Przedstawiono problem odladzania współczesnych samolotów transportowych i stosowane metody rozwiązywania tego problemu. Omówiono metodę odladzania samolotów przy użyciu cieczy i przedstawiono sposób w jaki PLL „Lot” uzyskały odpowiednią ciecz do odladzania samolotów. Omawiając sprzęt do odladzania samolotów podano przyjęte przez PLL „Lot” rozwiązanie tego problemu.

L.p.	Polożenie części 1	Maksymalne wymiary części					
		0 ÷ 50mm		50 ÷ 100mm		100 ÷ 150mm	
		Minimalne odległości od części 1 (mm)					
		A	B	A	B	A	B
1	○	85	100	100	120	100	150
2	◌	75	100	100	120	100	150
3	◌	85	100	100	120	100	120
4	◌	90	100	100	100	120	120

5. Przykład naprawy przebitego pokrycia ciśnieniowej części kadłuba

ku podłużnym — 2-rzędowym o podziałce w rzędzie  $t = 28 \pm 2$  mm. W indywidualnych przypadkach podziałkę szwów nitowych można zmieniać w granicach od 24 do 36 mm. Minimalna odległość pomiędzy obrzeżem nakładki i osią nitu przy wykorzystaniu istniejących otworów w elementach usztywniających, powinna wynosić 12 mm.

Pokrycie, do którego umocowane są nakładki, oraz same nakładki powinny być zabezpieczone przed korozją warstwą gruntu AG-3a lub AŁG-14.

W przypadku gdy uszkodzenie pokrycia ciśnieniowej części kadłuba przekracza podane wielkości (150 mm), zagadnienie jego naprawy jest rozpatrywane indywidualnie, najczęściej w porozumieniu z producentem samolotów. Przed podjęciem decyzji w sprawie metody wykonania remontu niezbędna jest dokładna analiza warunków pracy zespołów znajdujących się w rejonie uszkodzenia.

#### Literatura

1. Grigoriew W.: Klepka konstrukcji z lekkich spławów, Oborongiz 1954
2. Samolot Il-18, „Techniczskoje opisanije Oborongiz” 1960—1964
3. Remont planiera samolota Il-18, „Aeroflot” 1964 r.
4. Technologiija techniczeskogo obslużiwaniija samolota Il-18, Oborongiz 1964

## ODLADZANIE I ODŚNIEŻANIE SAMOLOTÓW TRANSPORTOWYCH

Problem odladzania samolotów w locie, a nawet przeciwdziałanie ich oblodzeniu znalazł już dość dawno swe praktyczne zastosowanie. Warto przy tym zaznaczyć, że nowoczesny szybki samolot transportowy jest stosunkowo mało narażony na oblodzenie w locie, gdyż na wysokości jego normalnego przelotu na ogół mu to nie grozi, zaś wznoszenie i opadanie, podczas których oblodzenie może występować, trwa stosunkowo krótko. Brzmi to więc może pozornie jak paradoks, ale prawdą jest, że nowoczesne samoloty transportowe są bardziej narażone na oblodzenie na ziemi, przed lotem, niż w czasie lotu.

Odladzanie samolotów transportowych przed lotem jako problem pojawił się stosunkowo niedawno. Stało się tak m.in. dlatego, że nowoczesna komunikacja lotnicza wymaga niezmiernie dużej regularności, a to ze względu na to, że loty odbywają się w takich warunkach meteorologicznych w jakich dawniej nie latano, a więc upraszczając sprawę: jeżeli nie było lotu, nie istniał problem odladzania przed lotem.

Warto także zwrócić uwagę, że nowoczesny szybki samolot odrzutowy jest bardziej pod tym względem wymagający od swojego dużo wolniejszego poprzednika wyposażonego w śmigłowy zespół napędowy z silnikiem tłokowym czy nawet turbinowym.

Ciężar lodu przymarzniętego do samolotu i co gorsza zmiana profilu skrzydła samolotu szybkiego stwarza konieczność starannego odlodzenia takiego samolotu przed lotem. Wpływa na bezpieczeństwo lotu także zalodzenie szczelin między sterami a statecznikami, skrzydłem a lotką, skrzydłem a klapą itd. Na pierwszy rzut oka mogłoby się wydawać, że zaladzanie samolotów najbardziej daje się odczuwać w krajach, w których występują surowe zimy, jak np. w niektórych rejonach ZSRR, Kanadzie, na Alasce itd. W rzeczywistości jednak zaladzanie samolotu występuje w dużo mniejszym stopniu przy pogodzie suchej i mroźnej, a w dużo większym przy marznącej mżawce, tzn. gdy temperatura



na lotnisku jest niższa od zera stopni, natomiast układ inwersyjny powoduje, że opad występuje w postaci deszczu lub deszczu ze śniegiem, marznącego natychmiast w zetknięciu z zimnym pokryciem samolotu. Ten typ pogody występuje dosyć często w krajach o klimacie morskim (np. Anglia) lub krajach takich jak Polska leżących w rejonie ścierania się dwóch stref klimatycznych, tzn. klimatu kontynentalnego ZSRR z wilgotniejszym i cieplejszym klimatem Europy zachodniej.

Podobnie jak z zaladaniem przedstawia się sprawa zasnieźniania. I tak, w krajach północnych występują najczęściej opady suchego śniegu, który jest stosunkowo mało kłopotliwy przy usuwaniu, natomiast więcej kłopotu sprawia śnieg mokry przymarzający do pokrycia samolotu, tego rodzaju opady występują częściej w krajach o klimacie podobnym do klimatu Polski.

Aby sprostać wymaganiom dyktowanym rozkładem lotów, trzeba mieć możliwość odlodzenia w stosunkowo krótkim czasie dużej liczby samolotów, a zatem trzeba dysponować skutecznymi i wydajnymi środkami do zwalczania oblodzenia.

### Metody odladzania i odsnieźniania

Znane są dwie metody odladzania samolotów na lotnisku: gorącymi gazami lub cieczą.

Według rozeznania autora metoda odladzania gorącymi gazami stosowana jest dotychczas wyłącznie w Związku Radzieckim. W skrócie metoda ta polega na zastosowaniu silnika turboodrzutowego, który został wycofany z eksploatacji. Strumień gazów wylotowych takiego silnika służy do topienia lodu na pokryciu samolotu i zdmuchiwania powstałej wody. Niewątpliwą zaletą tej metody jest jej wydajność oraz to, że uzyskuje się suchą powierzchnię. Niedogodnością natomiast jest trudność takiego wyregulowania temperatury gazów, aby nie przegrzać blach pokrycia samolotu, jak również to, że metoda ta nie zabezpiecza w żadnym stopniu samolotu przed ponownym oblodzeniem.

Znacznie bardziej rozpowszechniona jest metoda odladzania samolotu za pomocą cieczy. Polega ona na spryskiwaniu pokrycia samolotu cieczą o odpowiednim składzie.

Własności niektórych cieczy podano w tablicach 1 i 2. Warto podkreślić, że niektóre z cieczy stosowanych do tego celu pozwalają nie tylko odlodzić samolot, ale rów-

Tablica 1. Laboratoryjna próba porównawcza

Własności	Ciecz		
	KILFROST ABC	KMW-O	ARKTIKA
Temperatura krzepnięcia [°C]	—32	—58	—43
Zapłon koncentratu	niepalna	niepalna	palna
Zapłon po rozcieńczeniu wodą w stosunku 1 : 1	niepalna	niepalna	—
Zdolność odladzania koncentratu przy temperaturze —3°C:			
— strefa oblodzona [cm]	35	35	35
— początek ponownego oblodzenia [min]	40	60	30
— całkowite ponowne oblodzenie [min]	100	110	80
Zdolność odladzania cieczy rozcieńczonej wodą w stosunku 1 : 1 przy temperaturze —33°C:			
— strefa oblodzona [cm]	35	35	35
— początek ponownego oblodzenia [min]	15	20	40
— całkowite ponowne oblodzenie [min]	70	80	65
Działanie na lakiery	nie działa		działa
Zmazywanie szkła	nie zmywa		—
Toksyczność	nietoksyczna		toksyczna

niez zabezpieczają go na pewien czas przed ponownym oblodzeniem.

Przechodząc wreszcie do sposobów odsnieźniania samolotów trzeba rozróżnić dwa przypadki. Jeden z nich występuje, gdy samolot pokryty jest warstwą śniegu, lecz temperatura zewnętrzna jest bliska zera lub wyższa od zera stopni. Wówczas stosuje się odsnieźnianie samolotu gorącą wodą, która topi śnieg i spłukuje go. Po takim zabiegu konieczne jest jednak spryskanie niektórych części samolotu, tj. zawiasów sterów i klap, szczelin między sterami a statecznikami oraz klapami a skrzydłem, mieszanką odladzającą po to, aby woda która tam pozostała nie zamarzła gdy samolot wystartuje i nie zablokowała sterów lub nie unieruchomiła urządzeń. Drugi przypadek występuje, gdy samolot jest zaśnieżony, lecz temperatura zewnętrzna jest niższa od zera. Wówczas zewnętrzną warstwę śniegu usuwa się mechanicznie szczotkami, zaś pozostałą, cienką już stosunkowo warstwę przymarzłego śniegu z lodem usuwa się tak jak lód, a więc za pomocą cieczy odladzającej.

Tablica 2. Eksploatacyjna próba porównawcza

Ciecz	Warunki próby										Wyniki
	Podczas odladzania					Po odlodzeniu po ok. 18 h					
	wiatr [km/h]	temp. pow. [°C]	punkt rosy [°C]	ciśn. atm [mm Hg]	wilg. wzgl. [%]	wiatr [km/h]	temp. pow. [°C]	punkt rosy [°C]	ciśn. atm [mm Hg]	wilg. wzgl. [%]	
KILFROST ABC	18	—9	—13	759,5	73	14	—14	—18	758,1	74	Powierzchnia skrzydła czysta, nieoszroniona, z krawędzi splywu zwisają nieznaczne, niezamarznięte sople piany. Pod skrzydłem ciecz w formie „kaszki”
KMW-O											powierzchnia skrzydła czysta, nieoszroniona, z krawędzi splywu zwisają liczne, niezamarznięte sople piany. Pod skrzydłem ciecz niezamarznięta, pokryta pianą

## Ciecze do odladzania

W praktyce eksploatacyjnej stosuje się wiele gatunków cieczy do odladzania. Można je podzielić na takie, które stosuje się w stanie zimnym oraz na takie, które stosuje się na gorąco.

Poglądy użytkowników w tej sprawie są bardzo podzielone. Nie jest wykluczone, że u podstaw tych rozbieżności leżą odmienne warunki klimatyczne w poszczególnych krajach i że po prostu to co jest wystarczające w jednym miejscu może być niewystarczające w innym. Podane niżej uwagi dotyczące tej sprawy oparte są na doświadczeniach PLL „Lot” uzyskanych w ostatnich latach. Tradycyjnie przez kilkanaście lat w PLL „Lot” stosowano ciecz o następującym składzie:

alkohol etylowy III gatunku	90%
gliceryna	10%

Mieszanka ta była rozcieńczona wodą w stosunku 1 : 1 dla temperatur zewnętrznych nie niższych niż  $-20^{\circ}\text{C}$ . Natomiast przy temperaturach zewnętrznych niższych od  $-20^{\circ}\text{C}$  mieszanki tej nie rozcieńczano w ogóle.

Z dalszego stosowania tej cieczy trzeba było jednak zrezygnować z następujących powodów:

- badania punktu zapłonu mieszanki rozcieńczonej wodą wykazały, że nie można jej podgrzewać do temperatury wyższej niż  $+25^{\circ}\text{C}$ , gdyż grozi to pożarem, słabo zaś podgrzewana ciecz jest bardzo mało skuteczna
- ciecz niszczyła pokrycia lakiernicze samolotów oraz gumy, poza tym powodowała brudzenie (zamazywanie) szyb
- samolot szybko obmarzał po odlodzeniu (około 20 min przy temperaturze zewnętrznej ok.  $-8^{\circ}\text{C}$ ).

Wobec tego konieczne było zastosowanie cieczy o innym składzie chemicznym. O rozwiązanie tego problemu zwrócono się do Ośrodka Materiałów i Technologii Instytutu Lotnictwa w Warszawie, gdzie przeprowadzono wiele prób laboratoryjnych, na podstawie których ustalono wymagania, jakie powinna spełniać ciecz do odladzania.

Wymagania te są następujące:

- ciecz ma być bezpieczna (niepalna) przy podgrzewaniu do temperatury roboczej ok.  $+95^{\circ}\text{C}$
- nie może działać niszcząco na stopy metali lekkich i stali z jakich jest zbudowany samolot, gumy, pokrycia lakiernicze, szkło organiczne itd.
- nie może być toksyczna dla ludzi
- powinna składać się z produktów krajowych lub dostępnych na rynku krajowym
- powinna nie tylko odladzać, lecz także zabezpieczać samolot przed oblodzeniem przez możliwie najdłuższy okres czasu.

Technika odladzania jest następująca: ciecz opuszczająca „lancę” lub pistolet musi zachować temperaturę  $+80^{\circ}\text{C}$ , zaś padająca na pokrycie samolotu — temperaturę wyższą od  $+40^{\circ}\text{C}$ . Gdy pokrycie nie jest silnie oblodzone, można w krótkim czasie odlodzić samolot szybko przesuwając „lancę” opryskującą lub pistolet. Gdy zaś samolot jest silnie oblodzony (grube czapy zmarzniętego śniegu lub szklatego lodu) należy stosować inną technikę. Wykorzystuje się w tym przypadku

dobrą przewodność cieplną metalowego pokrycia samolotu. „Lancę” należy trzymać w jednym miejscu, nisko nad pokryciem, dopóki nie wypłucze się oblodzenia aż do metalu. Metal przekazuje doprowadzone przez gorącą ciecz ciepło we wszystkich kierunkach, likwidując przywarcie oblodzenia do pokrycia.

Przesuwając „lancę” lub pistolet w odpowiedni sposób, można usunąć całe bloki lodu lub zmarzniętego śniegu, mimo że nie zostały one całkowicie roztopione. Warstwa cieczy odladzającej pozostaje na pokryciu samolotu, zabezpieczając go przed ponownym obmarzeniem.

Dzięki temu uzyskuje się spore oszczędności w zużyciu cieczy.

Dla zabezpieczenia przed przewidywanym obmarzeniem stosuje się spryskiwanie w nocy jeszcze nie oblodzonych samolotów nierozcieńczoną cieczą, (o temperaturze otoczenia). Adhezyjne własności cieczy pozwalają na stworzenie na pokryciu warstwy zabezpieczającej o grubości kilku dziesiątych milimetra. Ciecz odladzająca nie ma własności szybkiego pochłaniania wody, co uniemożliwia przywieranie marznącego śniegu lub deszczu. Warstwa ta powoduje nawet topnienie się opadu na pokryciu, jeżeli opad ten nie jest zbyt intensywny. W każdym przypadku warstwa lodu lub śniegu jaka utworzy się na pokryciu samolotu może być z niego łatwo usunięta przez zdmuchnięcie lub za pomocą szczotki albo przez oszczędne spryskiwanie gorącą cieczą.

Warstwa ochronna nie zmienia własności aerodynamicznych samolotu, gdyż przy prędkości rzędu 150 km/h zostaje w dużej mierze zdmuchnięta z pokrycia.

Wyniki porównawczych prób laboratoryjnych, potwierdzone później próbą eksploatacyjną oraz normalną praktyką eksploatacyjną w sezonie zimowym 1968/69, potwierdziły bardzo dobre cechy mieszanki ABC angielskiej firmy KILFROST. Można powiedzieć, że mieszanka ta spełnia wszystkie postawione wyżej wymagania, a jedyne zastrzeżenie budzi stosunkowo wysoka jej cena, jaką trzeba płać w dewizach zachodnich.

Zespół pracowników Instytutu Lotnictwa pod kierunkiem doc. inż. Bolesławy Mielnik zaproponował kilka receptur cieczy odladzających. Z propozycji tych wybrano mieszankę oznaczoną symbolem KMW-O, przeznaczoną do odladzania gorącego i wykazującą w laboratoryjnych próbach porównawczych własności lepsze od wielu mieszanek zagranicznych. KMW-O ma bardzo dużą odporność na zamarzanie, większą nawet niż KILFROST ABC, co wykazała próba eksploatacyjna i próbna eksploatacja w sezonie zimowym 1968/69, gdy ciecz KMW-O była używana równolegle z cieczą KILFROST ABC.

Uzyskane wyniki zadecydowały, że polską mieszankę KMW-O wprowadzono do wyłącznego użytku w PLL „Lot”, poczynając od sezonu zimowego 1969/70, przyczyniając się w ten sposób do poważnych oszczędności dewizowych.

Zużycie cieczy na odlodzenie samolotu waha się w bardzo szerokich granicach i zależy tak od wielkości samolotu jak i przede wszystkim od sytuacji meteorologicznej. Według danych zagranicznych zużycie to zawiera się w granicach od kilkudziesięciu do nawet 1500 l na jeden samolot.

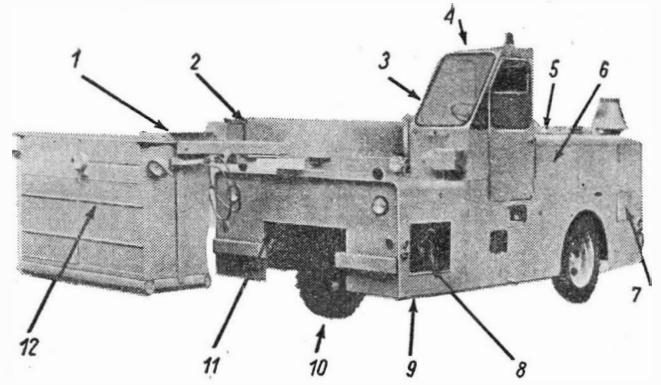
## Sprzęt do odladzania

Do odladzania stosowane są zarówno urządzenia stacjonarne jak i sprzęt ruchomy. Ten ostatni rodzaj sprzętu jest bardziej rozpowszechniony. Sprzęt ruchomy specjalnie produkowany do odladzania samolotów jest wysoko wydajny ale bardzo kosztowny (amerykański agregat FLITELINE kosztuje ok. 19 000 dolarów). W praktyce najczęściej sprzęt taki powstaje przez kojarzenie typowych zespołów i adaptację całości do istniejących potrzeb. Ten sposób jest również stosowany w PLL „Lot”. Używane dotychczas stare autocysterny ZIS nie spełniały dobrze swoich zadań, ponieważ były zużyte. Nowy sprzęt musiał spełnić dwa zasadnicze wymagania:

- zapewnić uzyskanie i utrzymanie wysokiej temperatury w zbiorniku oraz taką izolację cieplną przewodów, aby gorąca ciecz była doprowadzana do pistoletu natryskowego i dalej do pokrycia samolotu
- umożliwić dotarcie do wszystkich zespołów samolotu, w tym również do wysoko położonych w niektórych nowoczesnych samolotach usterzeń poziomych (tzw. usterzenie T) położonych ok. 12 m nad poziomem płyty lotniska.

Ze względu na konieczność oszczędzania dewiz PLL „Lot” zdecydowały się na zbudowanie potrzebnego sprzętu we własnym zakresie.

Podstawą adaptacji było podwozie typowego samochodu ciężarowego STAR A-27 wyposażone w podnośnik hydrauliczny typu PMH 1-220 TM produkowany przez TUB — Koszalin. Adaptację przeprowadzono na podstawie własnych założeń w PLL „Lot”. Sprzęt ten nazwano AUTOODLADZACZ PMH-220/TM. Jest on wyposażony w 2 zbiorniki o pojemności ok. 750 l każdy dla mieszanki KMW-O. Są one izolowane cieplnie i mają grzałki elektryczne o łącznej mocy ok. 30 kW. Do tłoczenia cieczy zastosowano pompę dwuprzepływową z opryskiwacza ORZ-300 o ciśnieniu rzędu 15 kG/cm<sup>2</sup> i wydatku ok. 30 l/min. Kosz podnośnika hydraulicznego napędzany od przekładni samochodu STAR umożliwia operatorowi



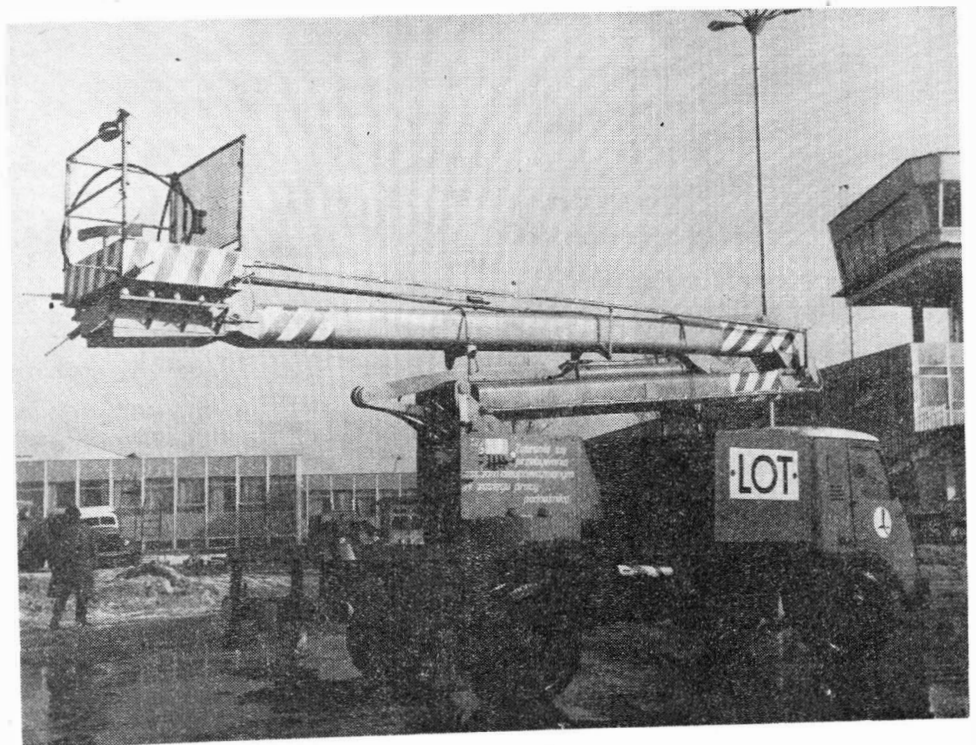
### 1. Odladacz samojezdny FLITELINE:

1 — sterowanie ruchem podnośnika z kosza, 2 — ramię podnośnika hydraulicznego podnoszące kosz z operatorem odladzającym samolot na wysokość ok. 13 m. Zastosowano również automatyczne urządzenie zabezpieczające, 3 — kabina kierowcy o bardzo dobrej widoczności we wszystkich kierunkach, 4 — okno sufitowe, 5 — urządzenie do mycia samolotów, 6 — izolowane cieplnie zbiorniki na ciecz o pojemności ok. 4500 l, 7 — grzejnik cieczy o wydajności 33 200 kcal (525 000 BTU), 8 — przewód giętki z pistoletem oraz zwijarką korbową, przeznaczone do pracy z ziemi, 9 — pompa tłocząca, 10 — dobrą zwrotność pojazdu zapewnia pojedyncze koło przednie o dużym kącie obrotu, wyposażone w układ wspomagający sterowanie oraz umożliwiający oddzielne hamowanie kół tylnych, 11 — silnik f-my Ford, 12 — kosz operatora umieszczony na końcu ramienia podnośnika hydraulicznego przeznaczony dla 1 lub 2 pracowników i wyposażony w pistolet natryskowy oraz reflektory oświetlające

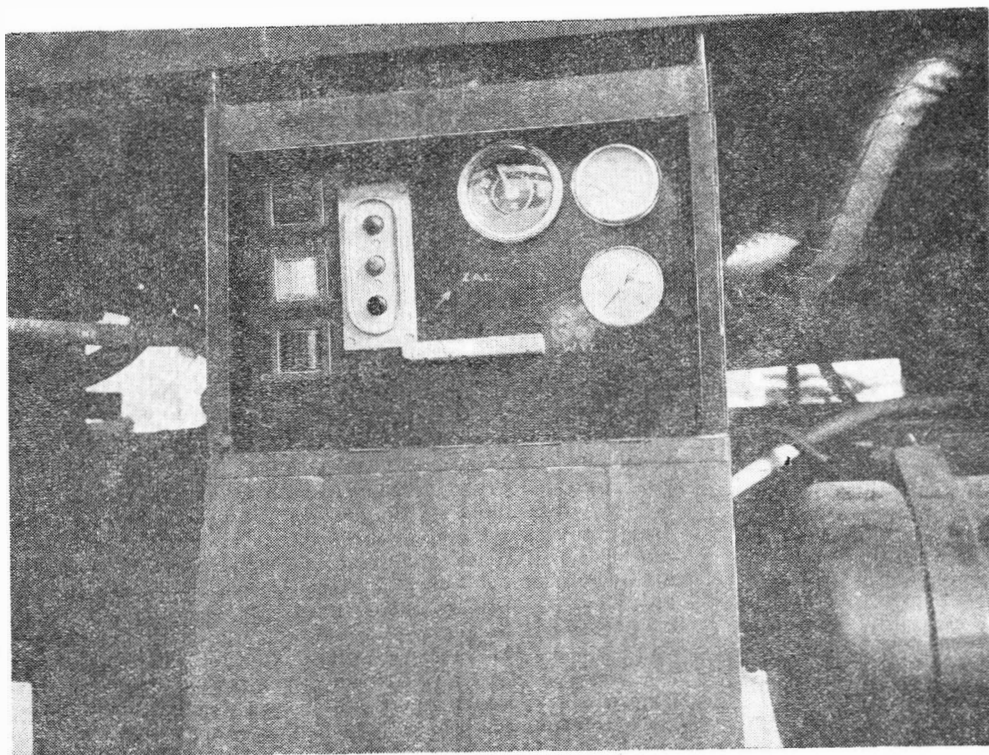
dotarcie bez trudu do wysoko położonego usterzenia samolotu Tu-134, Boeing-727 czy DC-9 a nawet Il-62.

Pewną niedogodnością jest konieczność wysuwania 4 wsporników (łap), które umożliwiają operowanie podnośnikiem. Tej niedogodności ograniczającej ruchliwość nie ma agregat FLITELINE.

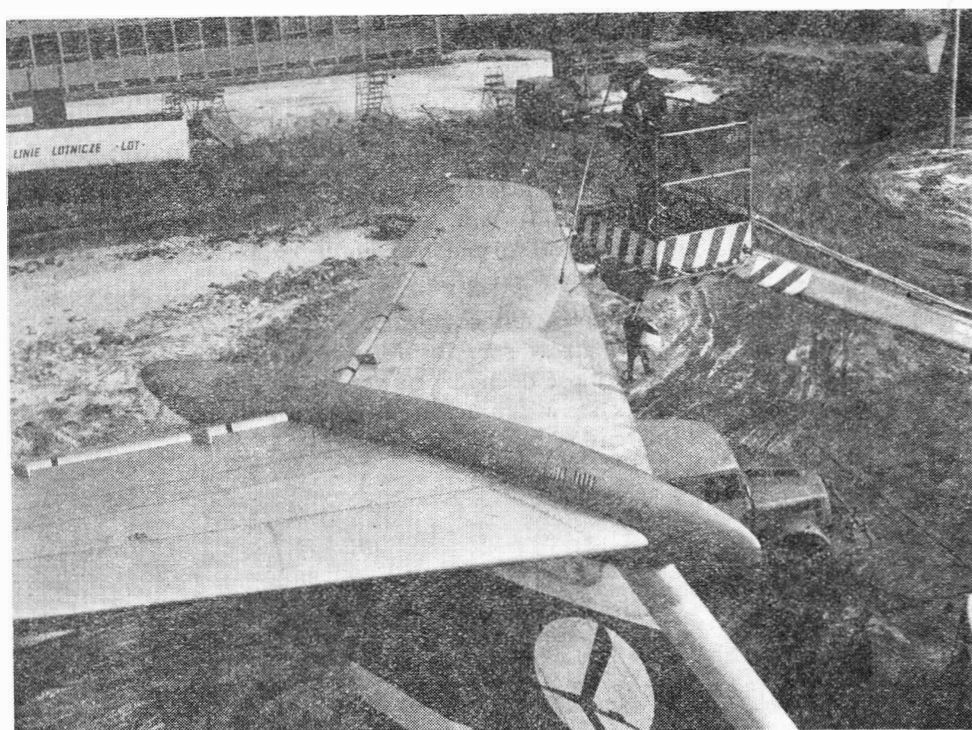
Parametry autoodladzacza PMH 220 TM są podobne do parametrów sprzętu stosowanego za granicą, którego wydajność dochodzi nawet do 450 l/min (najczęściej jednak są w granicach 50—120 l/min), a ciśnienie do 30 kG/cm<sup>2</sup>.



2. Autoodladzacz PMH 1-220TM



3. Tablica rozdzielcza sterowania odladaniem umieszczona na lewej stronie podwozia autooładzacza PMH1-220TM



4. Spryskiwanie cieczą KMW-O usterzenia poziomego samolotu Tu-134 przy użyciu autooładzacza PMH1-220TM. Lancia spryskująca wyposażona w 2 dysze rozpylające

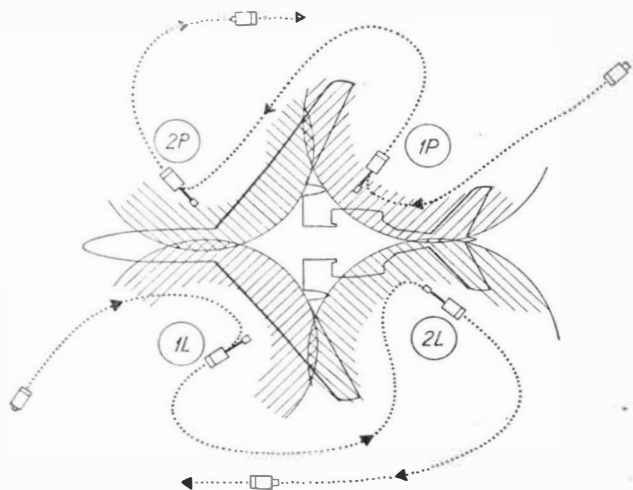
Odladanie powinno trwać jak najkrócej (za granicą stosuje się nawet odladania z pasażerami na pokładzie przy pracujących silnikach samolotu). Osiąga się to przez jednoczesne zastosowanie 2 autooładzaczy, z których każdy odladza połowę samolotu podzielonego pionowo płaszczyzną symetrii przechodzącą przez oś podłużną kadłuba. Każdy pojazd zmienia tylko 2—3 razy swą pozycję, co znacznie skraca czas trwania operacji. Autooładzacz PMH 1-220 TM wchodzi do eksploatacji w PLL „Lot” w sezonie zimowym 1970/71 na razie więc poza próbami odbiorczymi brak jest jeszcze pełnych doświadczeń eksploatacyjnych. Brak tym samym danych, ile czasu trwa odladanie 1 samolotu jednocześnie

przez 2 odladzacze (według danych BEA 2 agregaty FLITELINE odladzają samolot w ciągu ok. 6 minut).

Warto dodać, że do odladania mniejszych samolotów komunikacji krajowej w oddziałach PLL „Lot” wystarcza odpowiednio adaptowany sprzęt rolniczy produkcji krajowej, a mianowicie opryskiwacze CHMIEL oraz ORC-700, ten ostatni napędzany od ciągnika URSUS o pojemności zbiornika 700 l. W obu opryskiwaczach zbiorniki są izolowane cieplnie i mają zabudowane grzałki elektryczne.

Można uważać, że podstawowy problem odladania i odśnieżania rozwiązano, z tym że droga do dalszych ulepszeń i usprawnień jest otwarta.

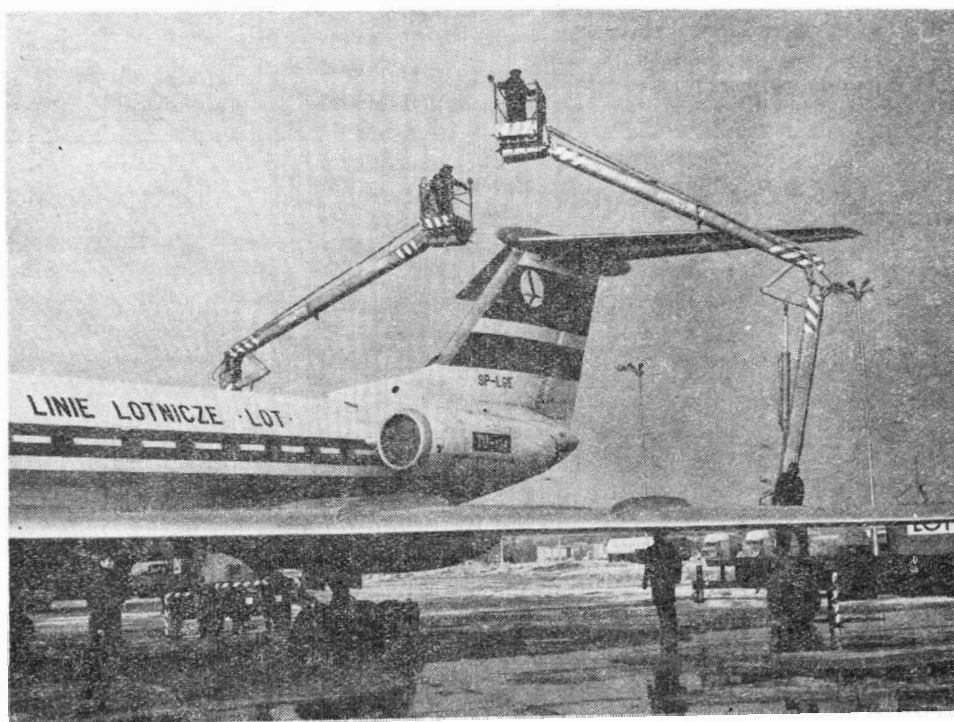
5. Autoodładzacz PMH1-220TM przy usterzeniu samolotu Tu-134, podczas próby odbioru



6. Odladanie samolotu przy jednoczesnym zastosowaniu dwóch autoodładzaczy:

*L* — autoodładzacz odladający lewą stronę samolotu, *P* — autoodładzacz odladający prawą stronę samolotu, *1L*, *2L*, *1P*, *2P* — pozycje robocze autoodładzaczy

Fot. M. Kobjzyński



7. Przy użyciu autoodładzaczy PMH1-220TM można bez trudu dotrzeć do wysoko położonego usterzenia poziomego samolotu Tu-134

# LOTNISKA NA MORZU

Postępująca urbanizacja wielu rejonów świata, wzrastające koszty wykupu odpowiednich terenów, uciążliwość startujących i lądujących samolotów dla sąsiadujących z lotniskami osiedli powodują, że coraz częściej rozważa się możliwość budowy lotnisk na morzu. Już obecnie pewna liczba lotnisk wychodzi częściowo w morze (budowane na nasypach lub palach), jak: Hong Kong, Kingston na Jamajce, La Guardia w Nowym Jorku czy Nicea. Ale lotnisko na nasypie lub na palach, wbitych w dno morskie, to jeszcze nie lotnisko na morzu, gdyż konstrukcje te przedłużają niejako ląd; lotnisko na morzu to lotnisko pływające.

Pomysł takiego lotniska nie jest nowy. Podczas II wojny światowej budowali je Brytyjczycy i Amerykanie używając do tego celu łączonych ze sobą pontonów stalowych. Zdawało się, że tego rodzaju rozwiązania mogą uzasadniać jedynie potrzeby wojskowe, ostatnio jednak rozwój transportu lotniczego spowodował podjęcie tego tematu również w zastosowaniu dla potrzeb cywilnych. Konkretną koncepcję budowy pływającego lotniska przedstawia A. J. Harris w „Shell Aviation News” 1970 nr 379. Chociaż nie wydaje się, aby potrzeba korzystania z takich rozwiązań zaistniała u nas w bliskiej przyszłości, sądzę, że te propozycje warto poznać ze względu

na ciekawe pomysły, mogące znaleźć częściowe zastosowanie w różnych okolicznościach.

Propozycja ta obejmuje:

- budowę drogi startowej jako pływającej płyty o dowolnej rozciągłości, składającej się z wykonanych na brzegu pojedynczych elementów — wzajemnie wstępnie sprężonych
- ochronę tak wykonanej drogi startowej przed wzburzoną powierzchnią morza za pomocą pływającego falochronu.

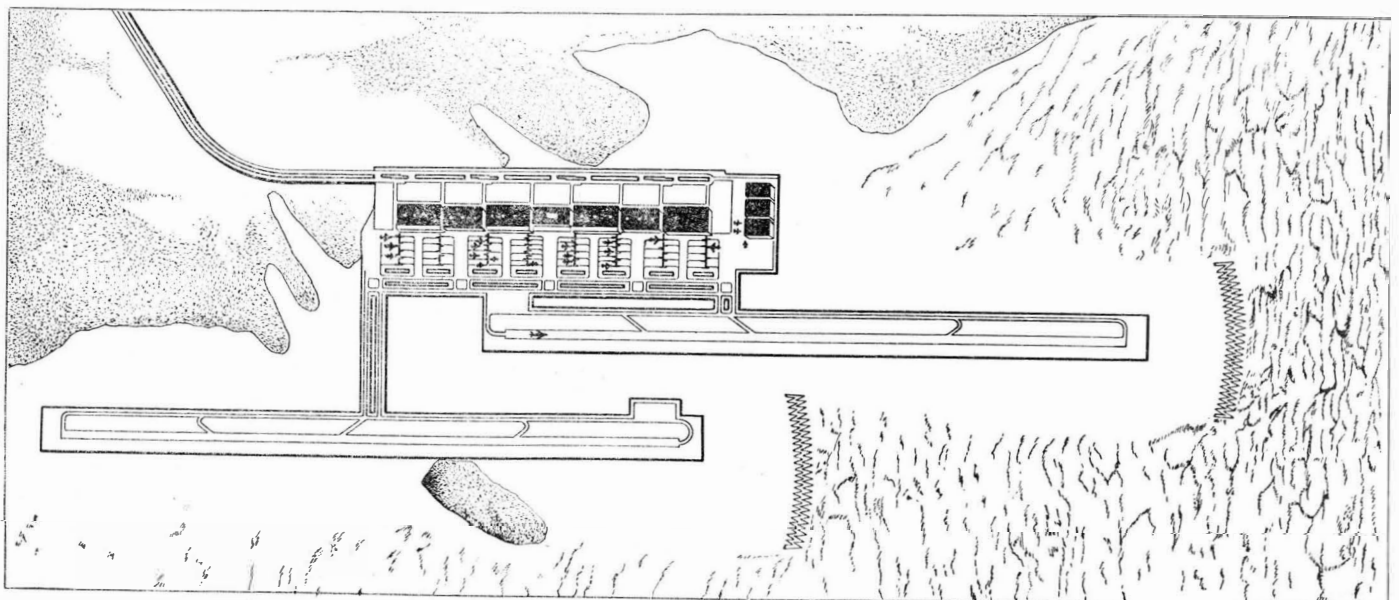
## Droga startowa

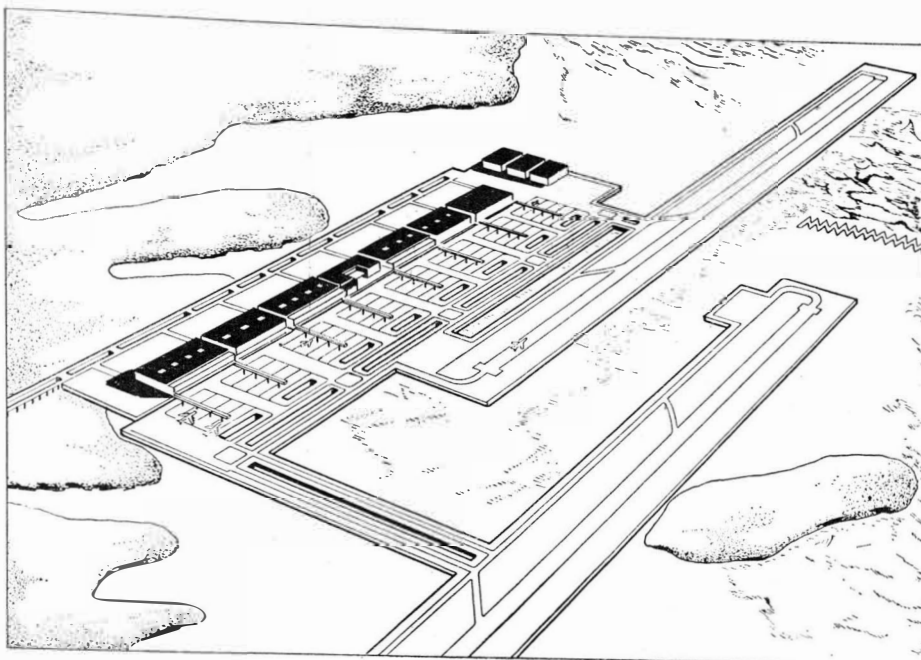
Jej podstawowym elementem jest betonowa skrzynia o wymiarach w planie około  $30 \times 30$  m (100 stóp), utrzymująca się swobodnie na wodzie.

Trwałą pływalność skrzyni zapewnia się przez wypełnienie jej ekspansywnym polistyrenem — bardzo lekkim, pniącym się materiałem zawierającym niezliczoną ilość drobnych, zamkniętych pęcherzyków. Materiał ten ma jeszcze jedną zaletę: wcześniej produkowany w kształcie pustych przedziałów skrzyni może służyć jako forma do betonu.

Omawiane skrzynie łączy się następnie w dowolnie duże zespoły za pomocą naprężonych i zakotwionych dru-

## 1. Plan lotniska na morzu





2. Dwie drogi startowe po 4500 m długości przystosowane do przyjmowania samolotów o ciężarze do 150 000 kG.

tów, przeciągniętych poprzecznie i podłużnie przez postawione w skrzyniach otwory.

### Falochrony

W przypadku wykorzystania wód zamkniętych, droga startowa nie wymaga specjalnej ochrony. Jeśli jednak lotnisko musi być zbudowane na otwartym morzu, konieczna jest ochrona nie tylko przed mechanicznym oddziaływaniem fal, lecz także przed przelewaniem się wody przez drogę startową. W tym celu stosuje się pływające falochrony: zamiast konwencjonalnej bariery pionowej jest to bariera pozioma, na której fale załamują się i unicestwiają jak na plaży. Nie ma tu gwałtownego oddziaływania; rozproszenie energii następuje stopniowo wzdłuż falochronu, przez co siły kotwiące są stosunkowo małe.

Im szerszy jest taki falochron, tym skuteczniejszy. Ogólnie biorąc, obniża on falę do połowy przy szerokości równej połowie długości fali. Szerokość falochronu — ściśle związana z jego skutecznością — jest oczywiście także ściśle związana z kosztami budowy.

Przegroda pionowa musi być odporna na najgorsze przewidywane warunki, stąd jej wysoki koszt, natomiast w przypadku falochronu pływającego pozostaje tylko zagadnienie skuteczności: wyjątkowo wysokie fale przejdą przez niego, ale on sam pozostanie nieuszkodzony. Można uzyskać całkowitą ochronę drogi startowej, słuszniejsze jednak wydaje się zryzygnowanie z niej, jeśli rachunek strat produkcyjnych w porównaniu z kosztami budowy całkowicie skutecznego falochronu wykaże opłacalność wyłączenia lotniska z eksploatacji podczas największych sztormów, zwłaszcza że eksploatacja będzie wówczas także niemożliwa ze względu na silne wiatry.

Opisany typ falochronu pływającego został wszechstronnie przebadany na modelach w skali 1 : 100 i 1 : 10, przy czym badania w różnych zbiornikach wykazały bardzo dużą zgodność.

Oprócz opisanych wyżej zasadniczych elementów lotniska na morzu, rozpatrywane są różne urządzenia i wyposażenie pomocnicze, a mianowicie drenaż drogi startowej, sposób wbudowania w drogę przewodów instalacyjnych, pomoce nawigacyjne, budynki handlowe i techniczne, komunikacja między pływającą drogą startową a lądem oraz sposoby zakotwienia pływających konstrukcji. W odniesieniu do tych elementów rozważania są jednak bardzo ogólnikowe i nie wnoszą nic oryginalnego do znanych w technice rozwiązań, toteż niecelowe byłoby ich relacjonowanie.

Ciekawe natomiast są podane informacje na temat kosztów opisanego przedsięwzięcia — w oparciu o kosztorys projektowanego międzynarodowego portu lotniczego Foulness przy ujściu Tamizy.

Tak więc koszt 1 yarda kwadratowego konstrukcji drogi startowej wraz z drenażem preliminuje się na 25,50 dolarów, a falochronu — 5,30 dolarów.

Powierzchnia wszystkich nawierzchni portu lotniczego Foulness — w tym dwóch dróg startowych — wynosi 5 milionów jardów kwadratowych, a ich całkowity koszt — 153,6 milionów dolarów, a więc średnio 30,72 dolarów/1 yard kwadr. = 33,6 dolarów/m<sup>2</sup> nawierzchni. Mając na względzie, że powyższe koszty nie obejmują wielu istotnych elementów lotniska na morzu, jak np. komunikacja z lądem i innych, widzimy, że jest to przedsięwzięcie dość kosztowne (koszt 1 m<sup>2</sup> nawierzchni lotniskowej na lądzie wynosi w Polsce około 350 zł).

Projekty konkretne rozwiązań lotnisk na morzu wskazują więc z jednej strony, jak bardzo ciasno musi być tam na lądzie, z drugiej zaś — jak wielkie znaczenie przypisuje się dzisiaj sprawnej komunikacji lotniczej. Dla nas wynika stąd wnioski, że zapewnienie terenów lądowych pod lotniska powinno zostać rozstrzygnięte już dzisiaj przez organy planowania przestrzennego kraju, tak abyśmy nie musieli w przyszłości sięgać do rozwiązań tak kosztownych, jak budowa lotnisk na wodzie.

### Literatura

HARRIS J. I.: *Seadrome* „Shell Aviation News” 1970, nr 379.

# SYMULATORY RADIOLOKACYJNE I ICH ZASTOSOWANIE W SZKOLENIU KONTROLERÓW RUCHU LOTNICZEGO

*W artykule omówiono różne rodzaje symulatorów do szkolenia kontrolerów ruchu lotniczego, a więc symulatory podstawowe, symulatory pomocnicze i symulatory elektroniczne. Szczegółowo omówiono najnowszy typ symulatora firmy Solartron, jego rozwiązania techniczne, a także zasady przeliczników do symulowania wskazań urządzeń SRE i PAR. Na zakończenie przedstawiono zalety stosowania symulatora radarowego oraz perspektywy jego wykorzystania.*

Nowoczesna nawigacja statków powietrznych jak również kompleksowe zabezpieczenie ruchu lotniczego odbywa się w oparciu o wiele pomocy, którymi są urządzenia i systemy kontroli pasywnej i aktywnej oraz samokontroli.

Grupy tych urządzeń można podzielić dalej na pomoce „z widocznością” (visual) oraz „bez widoczności” (non visual).

Do typowych nowoczesnych pomocy radionawigacyjnych można zaliczyć urządzenia kursowe typu VOR i T-VOR (system radiolotarni, pracujących w paśmie metrowym, ogólnokierunkowych, rozmieszczonych w korytarzach lotniczych bądź w określonych miejscach rejonu TMA) oraz urządzenia do pomiaru odległości typu DME (systemy nadawczo-odbiorcze, umieszczone z reguły przy VORach, umożliwiające pilotowi dokonanie odczytu odległości od miejsca ich lokalizacji).

Inną pomocą naziemną jest urządzenie ILS (system podejścia do lądowania według wskazań przyrządów, umieszczonych na pokładzie samolotu). Urządzenie to można zaliczyć do systemu samokontroli statku powietrznego.

Typowymi pomocami visual będą: system świateł podejścia CALVERT oraz system do lądowania — VASIS (ukierunkowane wiązki promieni świetlnych, wyznaczające kąt ścieżki schodzenia dla samolotu).

Wreszcie do grupy pomocy typu non visual należy zaliczyć urządzenia radiolokacyjne typu pasywnego jak PAR (radar precyzyjnego podejścia do lądowania), SRE (radar kontroli zbliżania), radar kontroli obszaru jak również typu aktywnego — SSR (radar wtórny, współpracujący z transponderem, zainstalowanym na pokładzie statku powietrznego).

W odróżnieniu od poprzednio wymienionych grup urządzeń, wykorzystanie poszczególnych urządzeń radiolokacyjnych, a tym bardziej całego systemu, oparte jest na sprawności naziemnej służby ruchu lotniczego, posiadających uprawnienia kontroli radarowej.

Dlatego też do szkolenia kontrolerów z uprawnieniami przykłada się tak szczególne znaczenie.

Dla potrzeb lotnictwa cywilnego w Polsce istnieje specjalistyczny ośrodek szkoleniowy, zlokalizowany w Porcie lotniczym Rzeszów-Jasionka, gdzie szkoleni są kontrolerzy ruchu lotniczego w trzech specjalnościach: kontroli lotnisk, kontroli zbliżania oraz kontroli obszaru.

Zainstalowane tam urządzenia i sprzęt służą do pozorowania sytuacji występujących w ruchu lotniczym, tzn. wszelkiego rodzaju meldunków, informacji radiowych i telefonicznych, poleceń radiowych itd.

Osobne zagadnienie stanowi jednak szkolenie licencjonowanych kontrolerów dla uzyskania przez nich uprawnień kontroli radarowej.

Posiadając wiele informacji pomocniczych kontroler z uprawnieniami kontroli radarowej bezpośrednio koordynuje ruch statków powietrznych w danym obszarze oraz w rejonie kontroli danego lotniska (TMA) bądź wydaje polecenia dla statku podchodzącego do lądowania (przy sprowadzaniu na PAR).

Przy braku innych środków szkolenie kontrolerów dla uzyskania uprawnień kontroli radarowej opiera się na wykorzystywaniu samolotów do naprowadzań treningowych przy użyciu normalnie eksploatowanych urządzeń radiolokacyjnych.

Z założenia, że szkolenie odbywa się przy użyciu tylko jednego samolotu jako obiektu do naprowadzań treningowych (wg zaleceń ICAO dwusilnikowego), wynikają wysokie koszty szkolenia oraz dodatkowe komplikowanie sytuacji operacyjnej ruchu powietrznego w rejonie danego lotniska.

Zagadnienie to w poważnym stopniu rozwiązuje zastosowanie do szkolenia nowoczesnego symulatora radiolokacyjnego.

Taki symulator ma Zarząd Ruchu Lotniczego i Lotnisk Komunikacyjnych. Urządzenie zostało zainstalowane na terenie lotniska Warszawa-Okęcie w roku 1966 i jest permanentnie wykorzystywane jako pomoc przy szkoleniu kontrolerów organu ruchu lotniczego w rejonie TMA Warszawa oraz kontrolerów z innych lotnisk, wyposażonych w urządzenia radiolokacyjne.

## Symulatory wykorzystywane do szkolenia przy uzyskiwaniu uprawnień kontroli radarowej

### Rodzaje symulatorów

W celu zróżnicowania urządzeń, które ogólnie nazywane są symulatorami (lub naśladownikami) i mogą być traktowane jako pewnego rodzaju pomoc przy szkoleniu, podana będzie krótka charakterystyka poszczególnych rodzajów symulatorów z podziałem na kategorie:

- symulatory podstawowe — dla imitacji echa radarowego używa się tu zwykłej żaróweczki jako



źródła promienia świetlnego, rzutowanego bezpośrednio lub za pomocą soczewki na małą szybę, imitującą ekran. Przesunięcie strumienia uzyskuje się za pomocą tzw. link trenera lub podobnego mechanizmu,

● symulatory pomocnicze — o podobnej zasadzie działania z możliwością imitacji kilku ech. Według opracowań ICAO może to być system częściowo elektroniczny, dzięki współpracy z telewizyjnym systemem przekazywania ech na kilka pulpity w obwodzie zamkniętym,

● symulatory elektroniczne — o echach wytwarzanych i sterowanych elektronicznie oraz zobrazowanych na ekranie normalnego wskaźnika radarowego odseparowanego, bądź współpracującego z radarem rzeczywistym. W odróżnieniu od poprzednich kategorii, symulatory tego typu stwarzają możliwości odwzorowania zjawisk normalnie występujących w radarze „żywym” (echa zakłócające, szумы itp.). Taki typ symulatora może być użyty do szkolenia przy zagadnieniach kontroli radarowej precyzyjnego podejścia do lądowania (PAR), kontroli zbliżania (SRE) oraz kontroli obszaru. Starsze typy symulatorów grupy trzeciej posiadały rozwiązania elektromechaniczne. Ich istotną wadą były duże gabaryty urządzenia oraz uciążliwa eksploatacja. Rozwiązania nowsze są konstrukcjami, opartymi na technice maszyn analogowych z zastosowaniem lamp termojonowych.

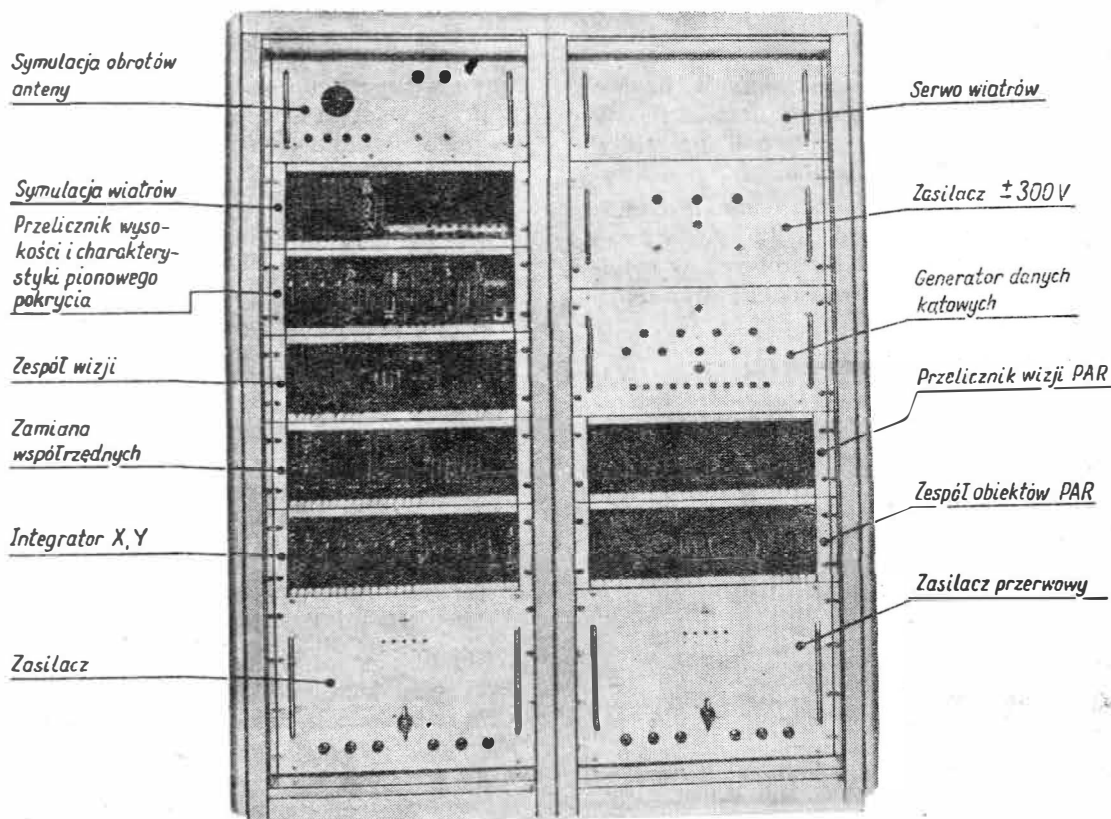
#### Symulator firmy Solartron

Najnowsze typy symulatorów grupy trzeciej — to urządzenia tranzystorowe oparte na technice maszyn analogowych lub cyfrowych, charakteryzujące się dużą uniwersalnością przy wysokiej jakości i niezawodności działania.

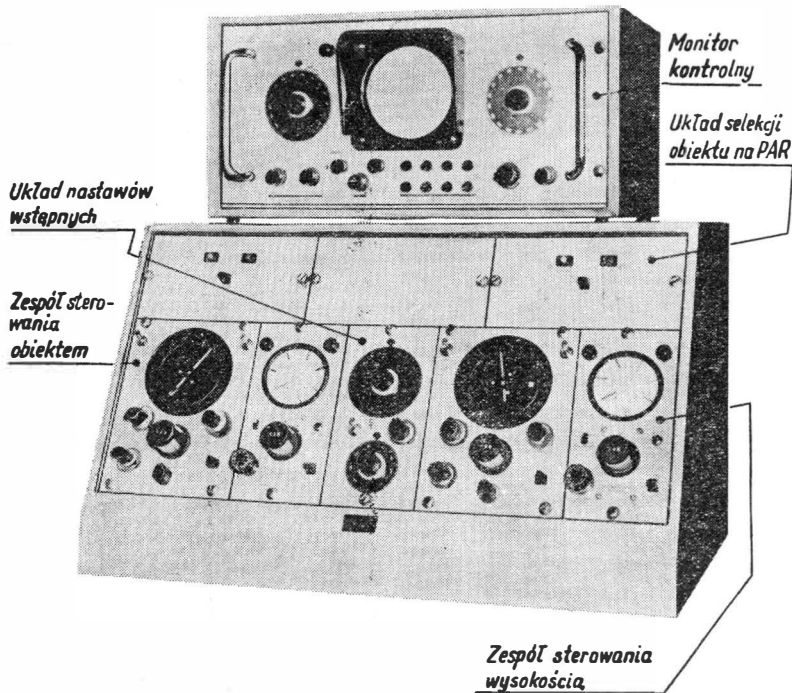
Typowym przykładem będzie tu symulator analogowy firmy Solartron, zainstalowany na Okęciu. Urządzenie to — o małych gabarytach — skonstruowane jest w oparciu o technikę modułową, co umożliwi łatwą kontrolę sprawności przez zamianę identycznych modułów lub ich wymianę. Układy urządzenia zbudowane z elementów półprzewodnikowych eliminują stratę czasu na „wygrzewanie” i zapewniają dużą dokładność wskazań. Symulator jest przystosowany (dla symulacji radaru SRE i kontroli obszaru) do pracy w systemie całkowicie syntetycznym (SIMULATOR ONLY) lub w systemie współpracy z radarem rzeczywistym (LOCK TO LIVE). Urządzenie wytwarza cztery syntetyczne obiekty (istnieje możliwość zwiększenia ilości ech do sześciu lub więcej), przy czym prędkość, kurs i wysokości lotu jak również prędkość wznoszenia lub schodzenia każdego obiektu mogą być regulowane.

Przy symulacji SRE w obydwu rodzajach pracy sztuczne sygnały ech zostają wprowadzane do zespołu wskaźnikowego radaru typu SRE A4 (firmy AEG-Telefunken).

Przy symulacji PAR syntetyczne echo (każde z czterech kolejno) doprowadzane jest do zespołu wskaźnikowego AZ/EL radaru typu PAR-2 (również f-my AEG-Telefunken). Uniwersalność urządzenia polega na możliwości wytworzenia poza samymi syntetycznymi echemi samolotów również warunków meteorologicznych zmieniających w rejonie kontrolowanym położenie ech stałych (PE's) odwzorowanych wg konfiguracji naturalnych przeszkód terenowych wokół danego lotniska, skutki oddziaływania wiatrów o zmiennej prędkości i wysokości na samolot, imitację szumów naturalnego odbiornika radiolokacyjnego, odtworzenie charakterystyki promieniowania danego radaru, a wreszcie na generacji mapy elektronicznej dla SRE i PAR.



1. Widok zespołów symulacji obiektów SRE (szafa lewa) i PAR (szafa prawa)



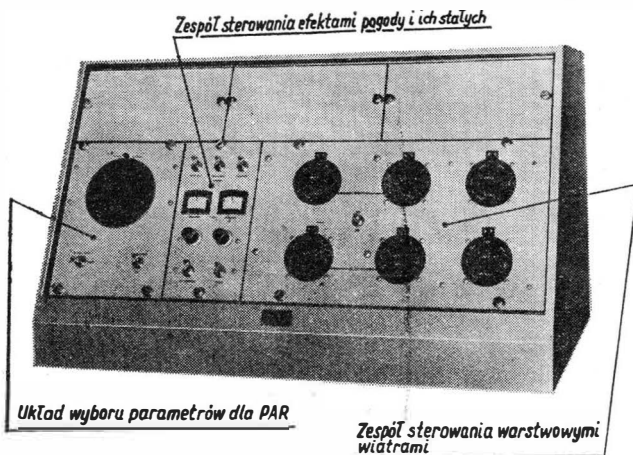
2. Zespół sterowania dwoma obiektami i monitor kontrolny (część górna)

Imitację ech stałych, warunków meteorologicznych oraz mapę elektronową dla SRE uzyskuje się w generatorze efektów wizyjnych z potrójnym systemem optycznym o zasadzie działania opartej na analizie negatywnych płytek przez silnie zogniskowany promień lampy oscyloskopowej o dużej zdolności rozdzielczej (1/750 promienia).

Ponadto na monitorach pomocniczych można zobrazować wizję wytworzoną sztucznie przez osiem urządzeń odzwierciedlających (beacons) oraz linię pomiaru dystansu pomiędzy aktualnie rozmieszczonymi echami (strob line).

Łączność radiową samolot-ziemia zastępuje tu wewnętrzny system interkomu imitujący urządzenia nadawczo-odbiorcze dla pasm częstotliwości przyjętych dla kontroli radarowej danego lotniska.

Zależnie od ustalonego programu szkolenia, instruktor może stwarzać dla uczniów układ, w którym wystąpi konieczność stosowania urządzeń radarowych w sytuacjach niebezpiecznych, co umożliwi dalszy trening.



3. Zespół operacyjny dla instruktora

Podstawowe rozwiązania techniczne w w symulatorze Solartron

Należy tu zaliczyć:

- a) wzmacnianie prądu stałego,
- b) modulację przebiegu typu znacznik-odstęp (MARK-SPACE),
- c) generację impulsów prostokątnych, trójkątnych, piłokształtnych,
- d) bramkowanie.

ad a)

Zastosowany został standardowy wzmacniacz operacyjny o wzmocnieniu ok. 2000, dla niektórych przypadków z przerywaczem (chopper), szczególnie tam, gdzie chodzi o małe pełzanie (drift) zera w funkcji czasu. Wzmacniacz taki może wykonywać funkcje wzmacniania, sumowania, integracji, odwracania i dzielenia sygnałów prądu stałego w zastosowanym systemie. Rodzaj funkcji zależy od tego, jaki charakter będzie miał element sprzężenia pomiędzy wejściem (*we*) a wyjściem (*wy*) wzmacniacza (rezystancja czy reaktancja) oraz od stosunku wartości tego elementu do rezystancji wejściowej. Rysunek 4 przedstawia układ wzmacniacza operacyjnego, sumującego, dla którego:

$$V_{wy} = -MV_A$$

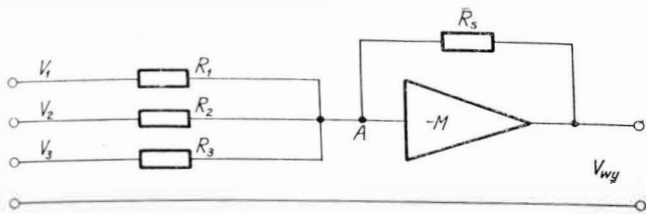
Jeśli napięcie w punkcie  $A = 0$  (pozorna masa), wówczas suma prądów płynących przez  $R_1$ ,  $R_2$ ,  $R_3$  równa jest prądowi płynącemu przez  $R_s$ .

Jak stąd wynika:

$$V_{wy} = - (V_1 + V_2 + V_3)$$

ad b)

Przy modulacji rodzaju znacznik-odstęp (MARK-SPACE) zadanie polega na wytworzeniu impulsu, którego szerokość jest proporcjonalna do wartości doprowadzanego napięcia. Niezbędny jest tu dodatkowy przebieg o kształcie trójkątnym, generowany z określoną częstotliwością powtarzania.



4

Podzespół wytwarzający ten przebieg zawiera na wejściu komparator, który wyzwala układ Schmitta. Gdy napięcie trójkątne osiągnie poziom napięcia modulującego, powstaje impuls wyzwalający układ Schmitta. Układ powraca do stanu pierwotnego, gdy zostanie osiągnięty ten sam poziom, lecz na tylnym zboczku przebiegu trójkątnego. W wyniku otrzymuje się na wyjściu impuls o szerokości proporcjonalnej do amplitudy napięcia modulującego. Tak uzyskany przebieg nosi właśnie nazwę MARK-SPACE (znacznik, odstęp). Przebieg ten jest następnie modulowany amplitudowo w układzie przełącznika elektronicznego, który włącza i wyłącza napięcie modulacyjne. Napięcie wyjściowe jest iloczynem dwu napięć, które po wygładzeniu, jako napięcie stałe, wykorzystuje się do dalszych operacji przeliczających.

ad c)

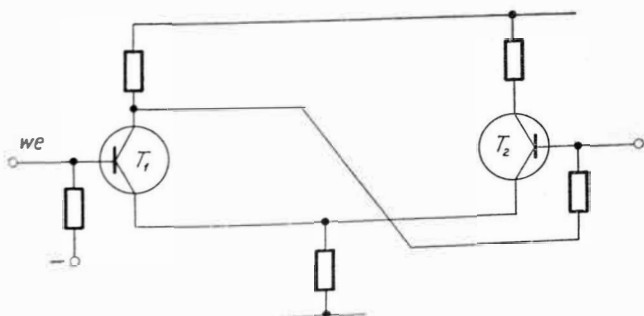
Do generacji impulsów prostokątnych, trójkątnych i innych wykorzystuje się układy multiwibratorów astabilnych, monostabilnych, bistabilnych oraz wspomniany wyżej układ Schmitta, przedstawiony na rys. 5.

Przyjmując dla przedstawionego na rysunku układu, że ujemne napięcie w stanie wyjściowym występuje na bazie  $T_1$ , łatwo stwierdzić, że  $T_1$  przewodzi, zaś  $T_2$  jest zatkany. Dodatni sygnał doprowadzony do bazy  $T_1$  powoduje zmianę stanu pracy. Układ wytwarza więc impuls na określonym poziomie napięcia wejściowego i kończy go z chwilą, gdy napięcie wejściowe ponownie osiąga ten sam poziom.

ad d)

W celu dostarczenia impulsów reprezentujących obiekty na ekranie wskaźnika radarowego, napięcia (analogi) odległości (równocześnie dla czterech obiektów) porównywane są z przebiegiem podstawy czasu, synchronizowanym z generatora częstotliwości powtarzania symulatora (w zakresie SIMULATOR ONLY — czysta symulacja) lub radiolokatora rzeczywistego (zakres LOCK TO LIVE), natomiast napięcia (analogi) azymutu porównywane są z potencjałem ziemi dla wytworzenia impulsu azymutu, który otwiera drogę w układzie bramkowania na okres czasu zależny od szybkości obrotów anteny oraz wymaganej szerokości wiązki w płaszczyźnie poziomej.

5



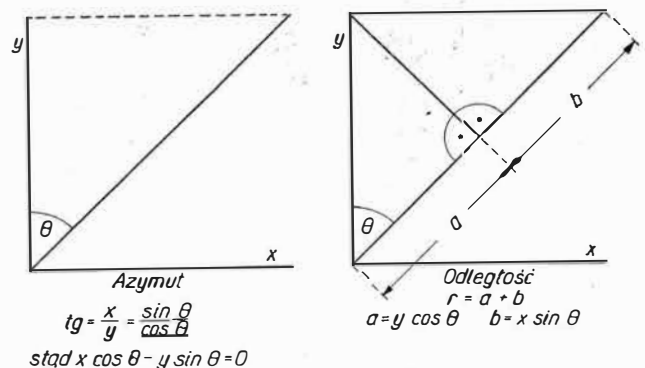
Impulsy odległości są generowane w sposób ciągły i są bramkowane w momencie zgodności czasowej z właściwym położeniem anteny dla wytworzenia na ekranie cech o prawidłowej orientacji w azymucie. Układami końcowymi w symulatorze są mieszacze, w których następuje wzajemne nałożenie ech obiektów, ech stałych, warunków meteorologicznych i sztucznych szumów odbiornika radiolokacyjnego.

Dane techniczne symulatora Solartron i zasady przeliczników SRE i PAR

Urządzenie wytwarza i kontroluje następujące elementy ruchu obiektów:

- prędkość —  $0 \div 1500 \text{ km/h} \pm 25 \text{ km/h}$  — regulowana płynnie
- prędkość skrętu — 0,1/4, 1/2, 1, 1,5, 2, 3,3 — regulacja skokowa (prędkość 1 oznacza skręt  $3^\circ/\text{min}$ )
- wysokość — regulowana w sposób ciągły od 0 do 15 000 m
- zakres odległości ekspozycji obiektów — do 150 km
- prędkość zmiany wysokości — od 0 do 1000 m/min — regulowana w sposób ciągły
- imitacja skutecznej powierzchni odbicia od obiektu  $1 \div 30 \text{ m}^2$  (w odniesieniu do pionowej charakterystyki pokrycia)
- kształt pionowej charakterystyki pokrycia —  $\text{cosec}^2$
- zmiana kursu — regulowana ręcznie lub automatycznie (na zasadzie wypracowania błędu azymut aktualny — żądany kurs)
- prędkość warstwowych wiatrów od 0 do 300 km/h — regulowana płynnie.

Do rozwiązywania równań wyznaczających położenie obiektów zastosowane zostały przeliczniki analogowe. Współrzędne położenia są generowane początkowo w układzie kartezjańskim  $x, y$ , a następnie dążąc do przedstawienia obiektów na ekranie wskaźnika typu PPI, współrzędne te są zamieniane na biegunowe  $R$  i  $\Theta$ .



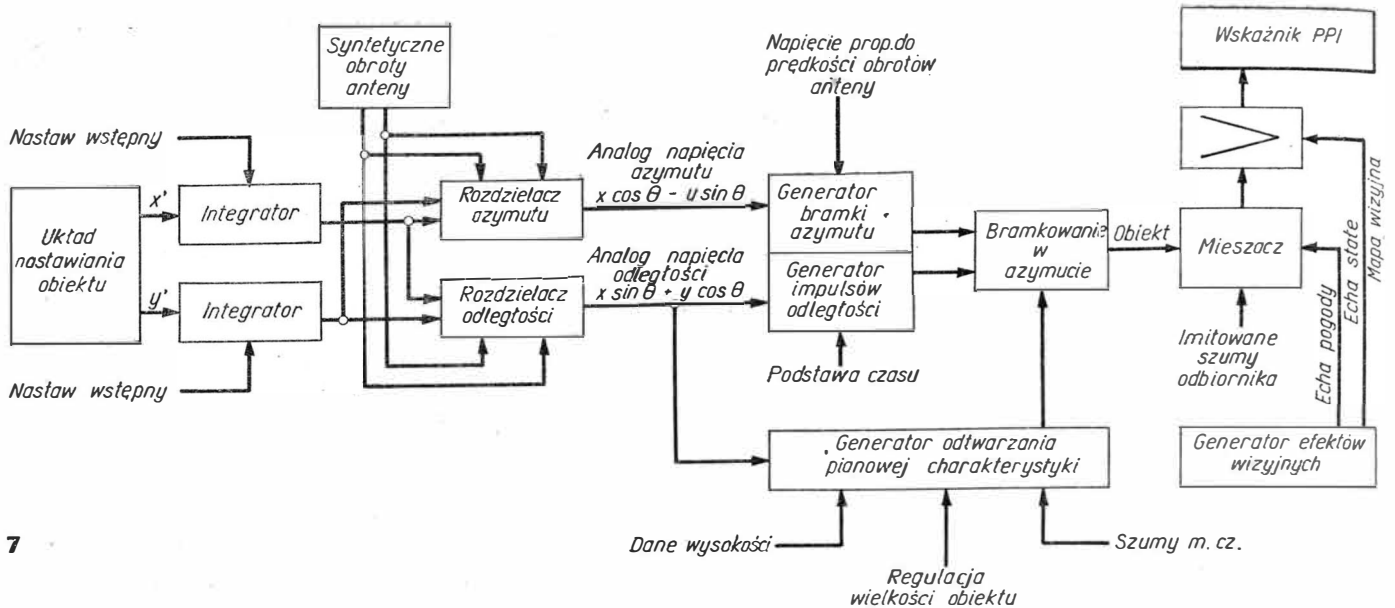
6

Zgodnie z rys. 6, odległość  $r = x \sin \Theta + y \cos \Theta$ , a właściwy kąt azymutu  $\Theta$  występuje, gdy  $x \cos \Theta - y \sin \Theta = 0$ . W symulatorze syntetyczne obroty anteny przekazywane są do przelicznika jako dwie składowe, tzn.  $\sin \omega t$  i  $\cos \omega t$ , przy czym  $\omega$  = prędkość obrotów anteny.

Przelicznik rozwiązuje w sposób ciągły dwa równania:

$$x \sin \omega t + y \cos \omega t = a$$

$$x \cos \omega t - y \sin \omega t = b$$



7

gdzie  $x = r \sin \Theta$ ,  $y = r \cos \Theta$   
współrzędne położenia obiektu,  
podstawiając otrzymuje się:

$$a = r \sin \Theta \sin \omega t + r \cos \Theta \cos \omega t$$

oraz

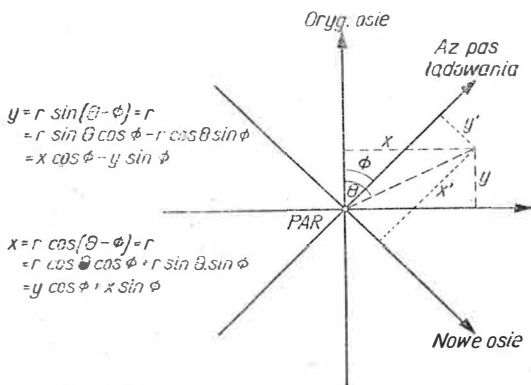
$$B = R \sin \Theta \cos \omega t - R \cos \Theta \sin \omega t$$

gdy  $\omega t = \Theta$  (kierunek anteny zsynchronizowany z azymutem obiektu)

$a = r (\sin^2 \Theta + \cos^2 \Theta) = r$ , czyli odległość obiektu od anteny,

$a = r \sin \Theta \cos \Theta - r \sin \Theta \cos \Theta = 0$ , czyli właściwy azymut obiektu.

Rysunek 7 przedstawia układ funkcjonalny symulacji jednego obiektu dla ekspozycji na ekranie wskaźnika typu PPI.



8

Zasadę przetwarzania dla symulacji obiektu od radaru PAR zilustrowano na rys. 8. Napięcia (analogi) współrzędnych  $x$  i  $y$  uzyskuje się z dowolnego obiektu symulacji SRE i doprowadza do przelicznika PAR, gdzie są one transformowane na nowe współrzędne  $x'$  i  $y'$ ; oś  $x'$  jest zbieżna z azymutem pasa lądowania. Zakładając pewne przybliżenie:

wartość analogowa odległości obiektu jest równa  $x'$ ,

wartość analogowa azymutu jest równa  $y'/x'$ ,

kąt elewacji obiektu jest równy  $H/x'$ ,

przy czym  $H$  jest wartością analogową wysokości dostarczoną z układu symulacji SRE dla danego, wybranego na PAR obiektu.

W ten sposób uzyskane analogie azymutu i elewacji obiektu zostają porównane z przebiegami reprezentującymi wartości chwilowe danych kątowych symulowanych wahań anten AZ i EL radaru PAR i przesłane dla zobrazowania ich na ekranie wskaźnika.

### Aspekty ekonomiczne stosowania symulatora i perspektywy jego wykorzystania

Na wstępie wspomniano o zaletach ekonomicznych i operacyjnych przy zastosowaniu symulatora radarowego do szkolenia. Z kolei, w nawiązaniu do obowiązujących przepisów przedstawione będą przykładowe kursy, realizowane z zastosowaniem symulatorów.

Odpowiednie przepisy polskie podają, że praktyka kandydata ubiegającego się o uprawnienie kontrolera radaru precyzyjnego podejścia do lądowania (PAR), powinna obejmować nie mniej niż 200 sprowadzeń statków powietrznych za pomocą PAR, w tym nie więcej niż 100 może być przeprowadzonych na symulatorze. Dla kandydata na uprawnienia kontroli radarowej zbliżania lub obszaru praktyka powinna obejmować nie mniej niż 25 sprowadzeń statków powietrznych za pomocą wskaźnika radarowego PPI.

Według materiałów ICAO, które przy szkoleniu zalecają stosowanie zarówno symulatorów, jak i radarów eksploatacyjnych we współpracy z samolotem można podać, że:

- dla kursu SRE trwającego 7 tygodni (9 uczniów) na pracę z symulatorem przypada 51 godz., a na radar rzeczywisty z samolotem współpracującym — 44 godz.
- dla kursu PAR (2 uczniów) praca na symulatorze prostym wynosiła 10 godz. oraz 300 rzeczywistych zbliżeń (przy zastosowaniu symulatora elektronowego liczba zbliżeń rzeczywistych ulega redukcji do 200 przy wzroście czasu pracy na symulatorze do 40 godz.).

Dla szkolenia w czasie służby odpowiednie materiały przewidują 100 godz. efektywnej kontroli na SRE lub ARSR i 300 rzeczywistych zbliżeń na PAR.

Dla jednego z kursów przeprowadzanych w Polsce odpowiednie liczby wynosiły: kurs 5-tygodniowy (3 uczniów na SRE i ARSR i 3 na PAR) — praca na symulatorze — średnio po 190 sprowadzeń, rzeczywistych sprowadzeń na PAR po ok. 50, praca na symulatorze SRE — po 20 godz. oraz rzeczywista kontrola zbliżania (pod nadzorem kontrolera z odpowiednimi uprawnieniami) — po 17 godzin.

Jako średni współczynnik wykorzystania symulatora na kursach można przyjąć: PAR — po ok. 150 sprowadzeń SRE, ARSR — po 25 godz.

Reszta szkolenia powinna przypadać na kontrolę rzeczywistą odbywaną przez co najmniej jednomiesięczną praktykę pod nadzorem kontrolera ruchu lotniczego z odpowiednimi uprawnieniami posługiwania się radarem w okresie 12 miesięcy poprzedzających bezpośrednio wystąpienie kandydata o uprawnienie.

W ramach praktyki kandydat powinien dokonać co najmniej 100 sprowadzeń na PAR (w tym 50 na urządzeniu, na którym będzie pracował zawodowo), z czego ok. 50% przypada na sprowadzanie samolotu treningowego. Odpowiednio praktyka na SRE lub ARSR wg przepisów powinna zawierać nie mniej niż 25 sprowadzeń na PPI, z czego część może przypadać na samolot treningowy w przypadku jednoczesnego szkolenia SRE i PAR.

Bezsporną zaletą tak przy szkoleniu na uprawnienia PAR, jak i SRE oraz radar kontroli obszaru jest poprzedzenie praktyki efektywnej treningiem na symulatorze ze względu na to, że kandydat bez jakiegokolwiek ryzyka uczy się i opanowuje wiele operacji, wyrabia szybkość i prawidłowość reakcji postępowania w sytuacjach niebezpiecznych i ich rozwiązywaniu, opanowuje umiejętność podejmowania bezzwłocznych decyzji.

W zależności od tego, czy kurs np. SRE i PAR odbywa się jednocześnie czy osobno, czas eksploatacji samolotu współpracującego, radarów rzeczywistych i symulatorów przedłuża się bądź skraca, dzięki jednoczesnemu wykorzystaniu obiektu na obydwu systemach.

Dla pełniejszego obrazu należy jeszcze wspomnieć o kosztach eksploatacji samolotu, które wg przybliżonych wartości średnich, przyjmowanych na podstawie eksploatacji na trasie, wynoszą: dla Li 2 — 7000 zł/h, a dla Il 14 — 8500 zł/h. Czas przelotu powtórnego podejścia do lądowania na PAR zawiera się w granicach 11—13 min.

Koszt zakupu i instalacji (z podstawowym zestawem części zamiennych) wynosił ok. 25 500 funtów szterlingów (3 200 000 zł). Eksploatacja urządzenia jest stosunkowo tania: pobór mocy 2—3 kVA, obsługa techniczna 1- lub 2-osobowa.

Do chwili obecnej (po 4-letniej eksploatacji) poza normalnymi operacjami regulacyjnymi wystąpiło łącznie kilka uszkodzeń (przerwy wynikłe w szkoleniu z tego tytułu były znikomo małe), pociągających za sobą wymianę kilkunastu drobniejszych elementów i podzespołów.

Z podanych wyżej liczb można w pewnym przybliżeniu uzmysłowić sobie zalety ekonomiczne stosowania do szkolenia symulatora wysokiej klasy oraz można posłużyć się jako ogólną wskazówką przy wyborze systemu szkolenia, bowiem w poszczególnych państwach, na lotniskach są zlokalizowane urządzenia o różniącym się współczynniku wykorzystania, dysponuje się innymi typami samolotów treningowych (co najmniej dwusilnikowymi) itd. Należy tu również uwzględnić stopień natężenia ruchu lotniczego w rejonie danego lotniska oraz inne czynniki pośrednie.

Do chwili obecnej, na kursach organizowanych w Centrum Kontroli Ruchu Lotniczego na lotnisku Warszawa Okęcie, na symulatorach przeszkolonych zostało 22 osoby na PAR oraz 36 osób na SRE, radar KZ Decca oraz radar ARSR.

W planach na lata 1971—1975 przewiduje się przeszkolenie 130 osób (w tym na uprawnienia PAR 42 osoby, uprawnienia SRE, radar KZ Decca — 40 osób oraz uprawnienia radaru ARSR — 48 osób).

Jest rzeczą trudną wyrazić ekonomię stosowania symulatora w liczbach bezwzględnych, lecz można już obecnie stwierdzić, że nastąpiła jego pełna amortyzacja. Wracając na zakończenie do wyboru systemu szkolenia, to wg materiałów ICAO i źródeł brytyjskich niektóre państwa uważają za dostateczne zapewnienie wyszkolenia praktycznego tylko przez trening na symulatorze, jak również egzaminowanie kandydatów na zdobycie uprawnienia kontroli zbliżania lub kontroli obszaru poprzez sprawdzenie ich umiejętności za pomocą urządzenia syntetycznego (symulator z oddzielnymi wskaźnikami), co jest wprawdzie metodą wygodniejszą (ośrodek szkolenia nie musi się znajdować bezpośrednio na lotnisku, uniezależnienie się od warunków meteorologicznych, niekomplikowanie ruchu lotniczego w rejonie danego lotniska itp.), uczeń może jednak nabrać zbyt dużego zaufania do siebie ze względu na to, że wykonywał tylko ćwiczenia symulowane.

Inne państwa za system najbardziej odpowiedni uważają powiązanie treningu z samolotem oraz obiektami symulowanymi i egzaminowanie wg umiejętności kontroli rzeczywistej.

Faktem jest, że każda redukcja środków szkolenia powoduje przedłużenie stażu kandydata w ośrodku operacyjnym dla uzyskania przez niego pełnych kwalifikacji.

Nawiązując do perspektywy najbliższych lat wydaje się konieczne przeanalizowanie technicznej możliwości rozbudowy i adaptacji istniejącego symulatora w celu przystosowania go do spełniania innych funkcji, które okazażą się niezbędne ze względu na rozbudowę i stopniowe wyposażenie lotnisk w nowy sprzęt radiolokacyjny, a szczególnie radary wtórne. Analiza ta ogólnie powinna być nastawiona pod kątem zwiększenia liczby symulowanych obiektów, możliwości przystosowania przelicznika wysokości (Height Finder) oraz wypracowania efektów radaru wtórnego. Będzie również zachodziła konieczność zastosowania dalszych, zmodyfikowanych i odseparowanych od kontroli rzeczywistej wskaźników.

#### Wykaz skrótów używanych w opracowaniu

ICAO — International Civil Aviation Organization  
VOR — Very High Frequency Omnidirectional Radio Range  
DME — Distance Measuring Equipment  
ILS — Instrument Landing System  
TMA — Terminal Control Area  
VASIS — Visual Approach Slope Indicator System  
PPI — Plan Position Indicator  
PAR — Precision Approach Radar  
SRE — Surveillance Radar Element  
ARSR — Air Route Surveillance Radar  
SSR — Secondary Surveillance Radar

#### Literatura

1. ICAO: *Training Manual, Part 14, Air Traffic Controller Licence and Ratings*, Montreal, Canada 1960.
2. MKCZLC: *Szczegółowe przepisy w sprawie personelu lotniczego*, Warszawa 1970.
3. *The air traffic controllers licence and student air traffic controllers licence*, London Board of Trade 1969.
4. *Radar Simulator sy 2033 for Polish Civil Authority Farnborough*, England 1966.

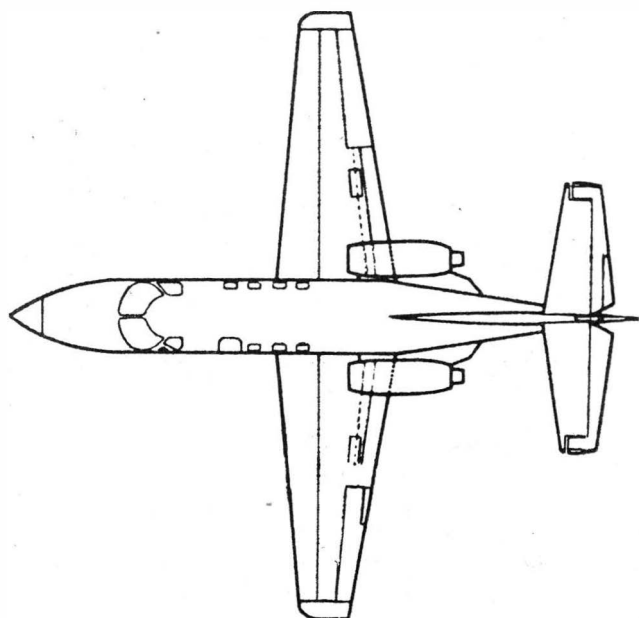
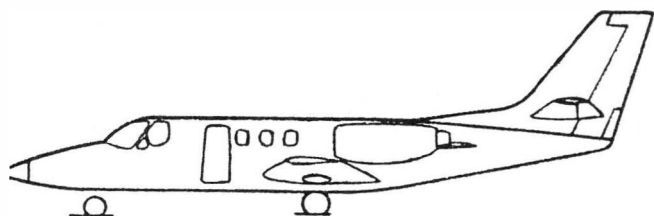


# Samolot służbowy Cessna „Citation”

W próbach w locie znajduje się pierwszy samolot służbowy z dwuprzepływowymi silnikami nowej generacji i pierwszy odrzutowy samolot służbowy firmy Cessna — Cessna „Citation” (Citation — imię amerykańskiego konia wyścigowego), zwany poprzednio „Fanjet” 500. Pierwszy lot samolotu odbył się, po gruntownych próbach kołowania z dużymi prędkościami, 12 września 1969 r., tj. na rok przed zapowiadany terminem; samolot osiągnął w czasie tego lotu prędkość 420 km/h.

W porównaniu z pokazywaną w 1968 r. makietą samolotu prototypy wykazują znaczne zmiany konstrukcyjne: kadłub jest dłuższy, silniki zabudowane cokolwiek bardziej z tyłu i pod większym kątem, usterzenie kierunku ma większą powierzchnię i skróconą płetwę

2



grzbietową, usterzenie wysokości jest umieszczone niżej i ma większy kąt V. Ciężar całkowity samolotu wzrósł o 385 kG. Zmiany te są wynikiem badań tunelowych (w Wichita State University i w Cornell Aeronautical Laboratory) oraz badań własności w locie przy użyciu maszyn analogowych. Budowę pierwszego prototypu rozpoczęto w końcu 1968 r.

Samolot odznacza się nowoczesną konstrukcją, m.in. dzięki zastosowaniu klejonych materiałów przekładkowych — pokrycie skrzydła nad komorami podwozia i ogonowej części kadłuba oraz kłapy podwozia.

Kabina w układzie standardowym ma cztery fotele z nastawnymi oparciami i jeden fotel w narożniku, bufet i toaletę. Przy każdym fotelu znajduje się lampa do czytania, końcówka ze świeżym powietrzem i maska tlenowa. Kabina pilotów jest oddzielona ścianką. Największa różnica ciśnień w kabine wynosi 0,53 kG/cm<sup>2</sup>, co oznacza, że na wysokości 10 670 m panuje w niej ciśnienie odpowiadające wysokości 2440 m. Na bagaż przeznaczony jest pomieszczenie za kabiną, lecz jeszcze w ciśnieniowej części kadłuba, i bagażnik w nosowej części kadłuba.

Jak już podawano w „Nowościach”, napęd samolotu stanowią dwa silniki dwuprzepływowe nowej generacji, UACL JT15D-1 o ciągu 1000 kG i stosunku wydatków ponad 3 : 1. Do chwili pierwszego lotu samolotu „Citation” silniki JT15D osiągnęły w próbach w locie dopiero 70 h, lecz poszczególne ich zespoły przekroczyły na stoisku 4000 h, a na ośmiu kompletnych silnikach „wykrecono” w hamowniach 2400 h. Zakończono poza tym próby oblodzenia potrzebne do uzyskania świadectwa FAA, a próby z wstrzeliwaniem do wlotu silnika ptaka były w toku. Silniki JT15D zapewniają samolotowi duży zasięg na stosunkowo niedużych wysokościach lotu, są mało hałaśliwe, a ich trwałość międzynaprawcza już obecnie wynosi 1500 h.

Przy projektowaniu samolotu stawiano sobie za cel uzyskanie takich własności w locie, aby pilotaż był możliwie najłatwiejszy, pozwalając na szybkie opanowanie go przez pilotów latających na samolotach śmigłowych, w szczególności na samolotach Cessna.

Samolot „Citation” będzie mógł korzystać z lotnisk, które dotychczas dla samolotów odrzutowych były niedostępne, m.in. z lotnisk trawiastych.

Firma zapewnia szkolenie pilotów i w ciągu roku służbę informacyjną przy użyciu maszyn elektronicznych dotyczącą obsługi samolotu. Gwarancja jest jedna — na samolot i wyposażenie.

Podstawowa cena samolotu będzie wynosić 590 000 dol., a z dodatkowym wyposażeniem elektronicznym — 695 000 dol.

Świadectwo zdatności ma być wydane w połowie 1971 r. wg przepisów FAR Part 25, a więc tych samych, które dotyczą odrzutowych samolotów pasażerskich. Dostawy samolotów seryjnych rozpoczną się w końcu 1971 r. Firma spodziewa się sprzedać w ciągu 10 lat przynajmniej 1000 samolotów „Citation”

Dane techniczne: rozpiętość 13,55 m; długość 13,33 m; wysokość 4,36 m; długość kabiny 5,18 m; szerokość kabiny 1,50 m; wysokość kabiny 1,32 m; ciężar własny 2453 kG; ciężar użyteczny 2242 kG; ciężar startowy 4695 kG; obciążenie powierzchni nośnej 178,4 kG/m<sup>2</sup>; obciążenie ciągu 2,16 kG/kG; maksymalna prędkość przelotowa 644 km/h na wysokości 7900 m; maksymalna liczba Macha 0,7; prędkość wznoszenia 16,6 m/s; pułap praktyczny 11 700 m na dwóch silnikach i 6520 m na jednym silniku; długość startu na 10,7 m 1020 m; długość lądowania z 15 m 633 m; zasięg 2376 km z 4 osobami na pokładzie i 1900 km z 8 osobami z pozostawieniem rezerwy paliwa na 45 min lotu. Osiągi odnoszą się do maksymalnego ciężaru samolotu.

W. K.

# nowości techniczne

## Projekty samolotów transportowych V/STOL firmy VFW-Fokker

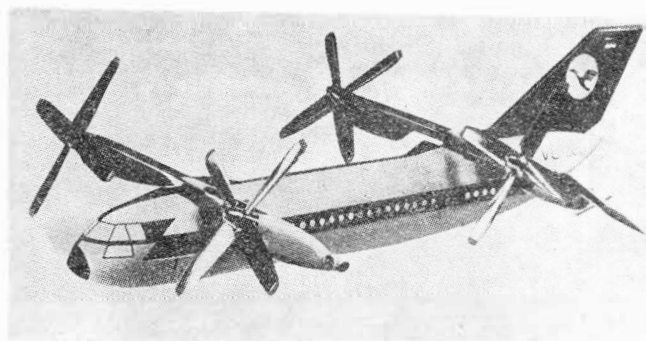
Na podstawie przeprowadzonych studiów specjaliści z firmy VFW-Fokker (niedawno nastąpiło połączenie firm Vereinigte Flugtechnische Werke i Fokker w jedną firmę międzynarodową z zarządem w Düsseldorfie) uważają, że pierwszą generację samolotów transportowych V/STOL będą stanowiły samoloty z napędem śmigłowym. Dopiero później zostaną wprowadzone do eksploatacji samoloty z silnikami odrzutowymi, jeżeli oczywiście zostaną rozwiązane problemy hałasu, ciężaru i ekonomii. W związku z tym firma opracowała, w ramach ogólnego zachodniemieckiego programu, dwa podstawowe projekty samolotów transportowych V/STOL: VC500 i VC180/181.

Projekt samolotu z napędem śmigłowym, VC 500, jest oparty na projekcie samolotu doświadczalnego VC 400, dzięki czemu w rozwoju samolotu będzie można wykorzystywać wyniki badań w zakresie śmigieł, aerodynamiki i konstrukcji. Ponieważ napęd każdego z czterech śmigieł samolotu będzie wymagał mocy ok. 10 000 KM, a odpowiedniego silnika o takiej mocy na razie nie ma, opracowano dwie wersje samolotu: z czterema i ośmioma silnikami. Do napędu pierwszej wersji przewiduje się zastosowanie znajdującego się dopiero w stadium projektu silnika General Electric GE1/S1A-2/T o mocy 9600 KM (silnik ma być rozwijany w ramach programu HLH lub LIT), natomiast do napędu drugiej wersji może być wykorzystany silnik General Electric T64 S5C-1 o mocy 5340 KM. Należy zauważyć, że w przypadku napędu 8 silnikami nie ma potrzeby stosowania wałów łączących ze sobą silniki. Czterolopatowe śmigła o średnicy 8 m mają obciążenie powierzchni 200—215 kg/m<sup>2</sup>. Rozważa się zastosowanie śmigieł o zmiennym sklepieniu łopat, co poza zwiększeniem ich sprawności w różnych fazach lotu zmniejszyłoby również wytwarzany przez nie hałas o 5—7 PNdB.

Dane techniczne: rozpiętość skrzydła tylnego 21,80 m; długość 31,80 m; wysokość 9,60 m; łączna powierzchnia skrzydeł 102 m<sup>2</sup>; wydłużenie przedniego skrzydła 5,39; wydłużenie tylnego skrzydła 6,75; średnica kadłuba 3,80 m, długość kabiny 18,80 m; ciężar przy pionowym starcie na wysokości 600 m i w temperaturze 29 °C 41 300—44 000 kG w zależności od silników; udźwig przy zasięgu 800 km 7200—9000 kG; udźwig przy zasięgu 400 km 8700—10 500 kG; liczba pasażerów 97; prędkość przelotowa 710 km/h na wysokości 9000 m i 650 km/h na poziomie morza; prędkość wznoszenia 40 m/s na poziomie morza i 20 m/s na wysokości 6000 m; pułap praktyczny z jednym silnikiem wyłączonym 9000 m; zasięg przebazowania (start pionowy) 2700 km.

Projekt VC 180/181 obejmuje dwa rozwiązania różniące się głównie układem silników. VC180 z 10 silnikami nośnymi w gondolach na końcach skrzydła i z trzema silnikami napędowymi w tyle kadłuba przedstawia prostszy i łatwiejszy do realizacji układ samolotu w porównaniu do VC181 z silnikami nośnymi chowanymi do kadłuba. Wahliwie zamontowane silniki nośne Rolls-Royce RB.202-25 o ciągu 9300 kG umożliwiają w zawisie sterowanie samolotem względem osi podłużnej i pionowej podobnie jak w projekcie firmy Dornier, podczas gdy sterowanie względem osi poprzecznej odbywa

się za pomocą dwóch silników napędowych (General Electric o ciągu 7700 kG) zaopatrzonych w urządzenia do odchylenia i odwracania strumienia wylotowego.



1

Ciąg trzeciego silnika napędowego można zwiększyć do wartości maksymalnej dopiero po rozpoczęciu manewru przejścia. W wersji pasażerskiej, VC 180P, samolot może przewozić 99 pasażerów (130 w przypadku przedłużenia kadłuba). Wersja wojskowa, VC 180T, różni się głównie odchyleną do góry nosową częścią kadłuba, przednim podwoziem z golenią o regulowanej wysokości i niżej umieszczoną podłogą kabiny.



2

Pozostałe dane techniczne: rozpiętość 21,50 m; długość 32,50 m; ciężar całkowity przy pionowym starcie 55 366 kG; udźwig 10 000 kG; maksymalna prędkość przelotowa na wysokości 7000 m 900 km/h.

W odmianie VC 181 przewiduje się zastosowanie 12 silników nośnych Rolls-Royce RB. 202-25 o ciągu 6500 kG i 4 silników nośno-napędowych General Electric o ciągu 5900 kG. Silniki nośne są umieszczone w przykadłubowych, chowanych konsolach przed i za skrzydłem umożliwiając sterowanie samolotem względem osi poprzecznej. Silniki nośno-napędowe są zabudowane w dwóch gondolach podskrzydłowych, dzięki czemu mogą być wykorzystywane do sterowania względem osi podłużnej. Obie grupy silników pozwalają na sterowanie względem osi pionowej.

W. K.

## Dalsze szczegóły na temat samolotu Grumman F-14

Opublikowano po raz pierwszy rysunek w trzech rzutach samolotu Grumman F-14 w ostatecznej postaci wraz z podstawowymi danymi technicznymi.

Jak wiadomo, przeznaczony dla marynarki samolot myśliwski F-14 ma skrzydło o zmiennej geometrii. Zmiana skosu skrzydła odbywa się w granicach od 20° do 68° (w przypadku samolotu F-111 od 16° do 72,5°), na 25% cięciwy. Oś obrotu skrzydła oddalona są od osi podłużnej samolotu o 2,27 m, tj. znacznie bardziej niż w samolocie F-111 (1,65 m). Skrzydło jest zaopatrzone w kłapy nosowe i w kłapy zwykłe oraz w dodatkowe małe skrzydełko, które wysuwa się z krawędzi natarcia stałej części skrzydła w miarę powiększania skosu. Przewstawianie skrzydła odbywa się automatycznie według programu zapewniającego maksymalną siłę nośną albo maksymalną prędkość. Może być jednak również sterowane ręcznie. W czasie hangarowania na lotniskowcach skrzydło jest ustawione pod kątem 82°.

Usterzenie kierunku jest podwójne. Płytowe usterzenie wysokości jest umieszczone poniżej skrzydła, które dzięki temu nie zmniejsza jego skuteczności. Na ogonowej części kadłuba zamontowane są dwie płetwy ustępniające, hamulec aerodynamiczny i hak skracający dobieg. Silniki zabudowane są w odległości 2,75 m od osi podłużnej samolotu. Umieszczone pod skrzydłem wloty powietrza o zmiennej geometrii są odsunięte od kadłuba o 25 cm, co umożliwia oddzielenie turbulentnej

warstwy przyściennej. Kabina jest dwumiejscowa z siedzeniem nawigatora umieszczonym za siedzeniem pilota. Składająca się z jednej części osłona kabiny jest odchylana do tyłu.

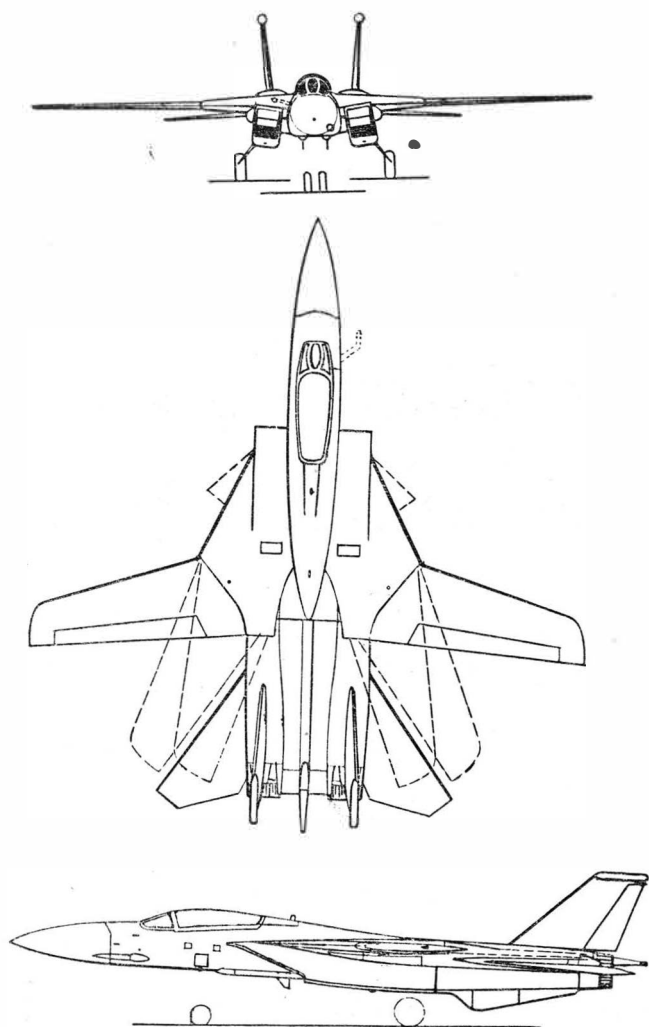
Do napędu wersji F-14A przewidziane są silniki Pratt and Whitney TF30-P-12 o ciągu z dopalaniem 12 700—13 600 kG. Wersja F-14B będzie wyposażona w silniki General Electric GE1/10 lub Pratt and Whitney JTF22. Jako uzbrojenie będzie zastosowane 6-lufowe działko General Electric M61A-1 „Vulcan” oraz pociski kierowane „Sparrow” i „Sidewinder”, a później „Phoenix”. Uchwyty na cztery pociski „Sparrow” znajdują się w tylnej części kadłuba; pod stałą częścią skrzydła umieszczono uchwyty na dwa zbiorniki paliwa i na cztery pociski „Sidewinder” lub na jeden pocisk „Phoenix”. Wyposażenie elektroniczne omówiono już wcześniej.

Samolot F-14A jest zbudowany głównie ze stopów aluminiowych, 27% ciężarowo części jest wykonanych z tytanu (m.in. osłony silników o klejonej konstrukcji przekładkowej). Poza tym na 100 kG części zastosowano tworzywa sztuczne zbrojone włóknami boru.

Samolot jest przewidziany obok zadań myśliwskich do bezpośredniego wsparcia i do eskorty samolotów Grumman E-2 „Hawkey”. Będzie działał z lotniskowców. Na uzbrojenie ma być wprowadzony w 1973 r. Pierwsze zamówienie wynosi 463 samoloty. W 1975 r. ma być wprowadzona wersja F-14C o bogatszym wyposażeniu elektronicznym.

Podstawowe dane techniczne: długość 18,8 m; rozpiętość od 10,0 do 19,9 m; ciężar samolotu pustego 16 300 kG; ciężar startowy z 4 pociskami „Sparrow” 25 000 kG.

W. K.



## Rozstrzygnięcie konkursu na samolot myśliwski F-15

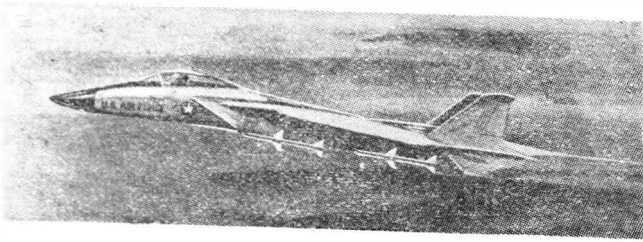
Konkurs na budowę samolotu myśliwskiego F-15, przeznaczonego dla amerykańskich sił powietrznych, wygrała firma McDonnell Douglas, przy czym obok niej do finału konkursu były dopuszczone jeszcze firmy Fairchild Hiller i North American Rockwell.

W ramach pierwszego zamówienia firma McDonnell Douglas ma ukończyć prace projektowe i konstrukcyjne oraz zbudować 20 samolotów przeznaczonych do prób. W roku budżetowym 1970 ma być wydatkowanych na ten cel 80 mln dolarów. W późniejszym okresie przewidziano 100 mln dol. na rozwój silnika i wyposażenia elektronicznego.

Z dotychczas opublikowanych rysunków wynika, że myśliwiec F-15 będzie samolotem jednomiejscowym z wysoko umieszczonym skrzydłem delta o stałej geometrii, z podwójnym usterzeniem kierunku i dwoma silnikami zabudowanymi po bokach kadłuba. Ciężar startowy samolotu ocenia się na 18 000 do 20 000 kG. Prędkość maksymalna ma odpowiadać Ma = 2,5. Uzyskiwanie większych prędkości uznano za niepotrzebne, ponieważ działania lotnicze w Wietnamie wykazały, że w czasie walk powietrznych samoloty nie przekraczają liczby Macha 0,75 do 1,4. Początkowo samolot miał być uzbrojony w działko General Electric M-61 „Vulcan” kaliber 20 mm i w pociski kierowane o stosunkowo dużym zasięgu, obecnie jednak zamierza się opracować nowe działko, o kalibrze 25 mm, i pocisk kierowany o mniejszym zasięgu do walk powietrznych.

O zlecenie na rozwój silników starają się firmy Pratt and Whitney i General Electric. Chodzi tu o silnik dwuprzepływowy o ciągu z dopalaniem ok. 13 000 kG. Obie firmy zbudowały już silniki prototypowe: Pratt and Whitney — silnik JTF22, General Electric — silnik GE1/10.





W konkursie na urządzenie radarowe biorą udział firmy Hughes Aircraft i Westinghouse Electric.

Przewiduje się budowę 500—700 samolotów F-15, przy czym cena samolotu ma się zawierać w granicach 11,5—13,7 mln dolarów.

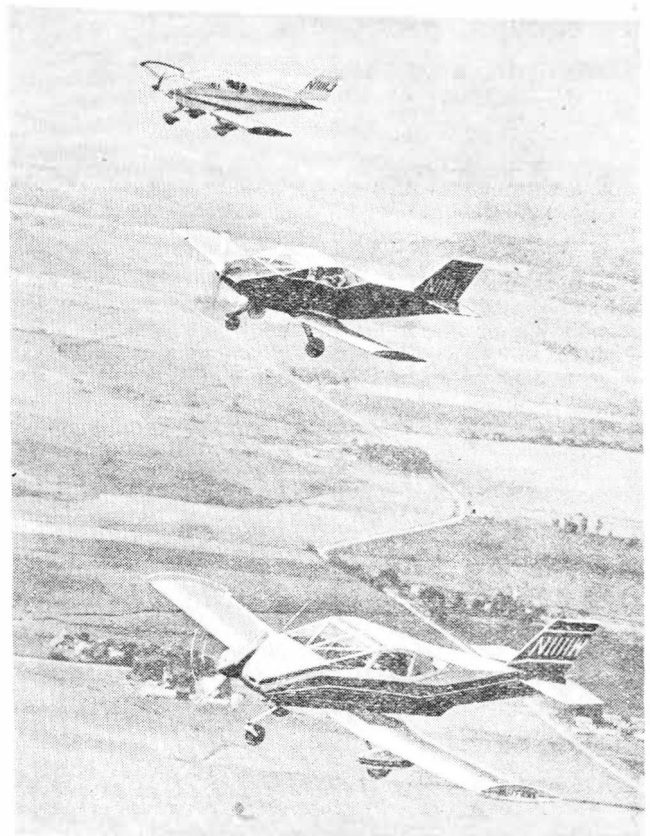
W. K.

## Rozwój samolotów amatorskich w USA

W Stanach Zjednoczonych obserwuje się stały wzrost ilości samolotowych konstrukcji amatorskich. O ile w 1960 r. ukazało się ich tylko 83, to w 1969 r. liczba ta wyniosła 288, nie licząc samolotów budowanych według już istniejącej dokumentacji (157 samolotów „Vintage” i 118 „Warbird”) i konstrukcji specjalnych. Zwraca uwagę bogactwo pomysłów konstruktorów-amatorów, których samoloty pod względem aerodynamicznym i konstrukcyjnym niejednokrotnie nie ustępują samolotom produkowanym przez wielkie wytwórnie lekkich samolotów, a niektóre rozwiązania są naśladowane przez zawodowych konstruktorów. Stosuje się różne rodzaje materiałów konstrukcyjnych, poczynając od drewna, a kończąc na tworzywach sztucznych. Niektóre samoloty amatorskie są następnie budowane sposobem „domowym” według zakupionej dokumentacji.

Do tych ostatnich należy samolot BD-4 (rys. 1), skonstruowany przez Jima Bede. Jest to wolnonośny górnopłatowiec budowany w wersji dwu- lub czteromiejscowej z silnikiem Lycoming o mocy 108 lub 150 KM. W wersji dwumiejscowej jest obliczony na współczynnik obciążenia  $\pm 9$ , dla wersji czteromiejscowej współczynnik ten wynosi  $\pm 7,4$ . Skrzydło samolotu składa się z metalowego, rurowego dźwigara, na który „nawleka” się 24 segmenty profilowe wykonane z tworzywa sztucznego zbrojonego włóknem szklanym (mogą być one wykonane w ciągu jednego dnia). Segmenty skrzydłowe wykorzystuje się jako zbiorniki paliwa o łącznej pojemności 400 litrów. Zastosowano profil NACA 64-415. Kłapy rozciągają się na 71% rozpiętości skrzydła. Kadłub jest konstrukcją kratową wykonaną z kątowników ze stopu aluminiowego. Dokumentacja samolotu kosztuje 30 dol., a zestawy wszystkich zespołów konstrukcyjnych 2940 dol. (bez silnika, który kosztuje ok. 1500 dol.).

1



2

Dane techniczne samolotu (wartości w nawiasach odnoszą się do wersji czteromiejscowej): długość 6,55 m; rozpiętość 7,77 m; ciężar skrzydła 1,22 m; wydłużenie skrzydła 6,1; powierzchnia skrzydła 9,5 m<sup>2</sup>; wysokość 1,88 m; ciężar własny 376 (390) kG; ciężar startowy 635 (770) kG; prędkość maksymalna 250 (300) km/h; prędkość przelotowa na 65% mocy 230 (268) km/h; prędkość minimalna 87 (100) km/h; rozbieg 180 (200) m; długość startu na 15 m 275 m; dobieg 150 (180) m; prędkość wznoszenia 4,6 (6,1) m/s; zasięg 1900 km.

Len Eaves, Le Roy Huft i Lloyd Pearson skonstruowali i obecnie budują samoloty pokazane na rys. 2. Skrzydło samolotu jest metalowe, kadłub i usterzenie z rurek



3

stalowych, a napęd stanowi silnik Lycoming 0-290-G o mocy 125 KM. Prędkość przelotowa wynosi 240 km/h, zasięg 965 km.

Jerry Smith zbudował samolot „Sidewinder” (rys. 3) z dwoma miejscami obok siebie, z silnikiem Lycoming o mocy 125 KM, o prędkości przelotowej 257 km/h. Budowa samolotu trwała dwa i pół roku i kosztowała 2500 dolarów. Ma być opracowana dokumentacja umożliwiająca „domową” budowę samolotu.

W. K.

## Licencyjna produkcja samolotu Zlin Z-526 we Francji

Na początku br. podpisano między firmą Reims Aviation a Omnipolem umowę na wyłączne prawa produkcji licencyjnej przez wyżej wspomnianą francuską wytwórnictwo czechosłowackiego samolotu Zlin Z-526, jednego z nielicznych na świecie samolotów szkolnych dopuszczonych do pełnej akrobacji. Produkowane we Francji samoloty Z-526-L „Skydevil” otrzymają w miejsce silnika Walter Minor 6-III o mocy 160 KM lub Walter M-137 o mocy 180 KM silnik Lycoming o mocy 200 KM (stąd w oznaczeniu samolotu dodatek L), a zamiast śmigła Avia V-503A śmigło Hartzell. Po zakończeniu prób samolotu z nowym napędem zostanie wydane francuskie i amerykańskie świadectwo zgodności. Na początek ma być wyprodukowanych 250 samolotów, które będą sprzedawane bez żadnych ograniczeń do wszystkich krajów (poza Francją przez firmę Cessna). W zamian za to Czechosłowacja otrzymała prawo sprzedaży w krajach socjalistycznych samolotów Cessna produkowanych przez Reims Aviation.

W. K.

## Nowa rodzina śmigłowców firmy VFW

Firma VFW — Fokker opracowuje obecnie projekty rodziny śmigłowców H7 będących rozwinięciem śmigłowców H3 i H5. Podstawowym typem rodziny H7 będzie 7- lub 8-miejscowy śmigłowiec H7-A, a pochodnymi — śmigłowce bojowe H7-B i H7-C, z lekkim opancerzeniem i wyposażeniem IFR, oraz 3-miejscowy śmigłowiec sanitarny i ratunkowy H7-D.

Śmigłowce H7 charakteryzują się ciśnieniowym, trójłopatowym wirnikiem nośnym, dwusilnikowym układem napędowym, dwoma zamocowanymi po bokach kadłuba wentylatorami napędowymi, małym skrzydłem i motylkowym usterzeniem. Przewiduje się zastosowanie dwuwałowych silników turbinowych napędzających sprężarki o mocy gazowej 330 KM, które będą zasilane wirnik nośny i dwie turbiny powietrzne sprzężone z wentylatorami napędowymi. Regulacja rozdziału mocy między wirnik a wentylatory ma się odbywać za pomocą zaworów.

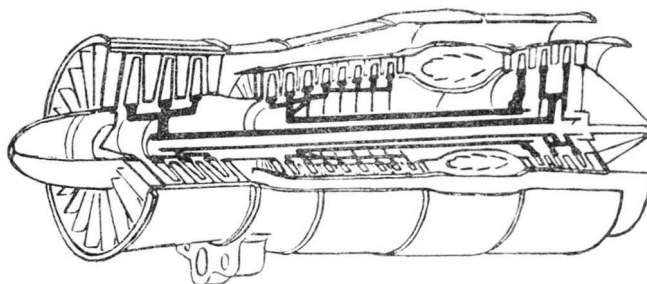
Dane techniczne śmigłowca H7-A: średnica wirnika 12,00 m; długość kadłuba z usterzeniem 7,20 m; wysokość 2,90 m; ciężar śmigłowca pustego 700 kG; ciężar użyteczny 1050 kG; udźwig 740 kG; dopuszczalny ciężar startowy 1800 kG; maksymalna prędkość przelotowa 260 km/h; prędkość stromej wznoszenia 7 m/s; zasięg z normalną prędkością przelotową i z pozostaeniem rezerwy paliwa na 10 min. lotu 540 km. Wersje B, C i D będą mieć mniejszy ciężar własny (688 kG), większą prędkość przelotową (285 km/h) i większy zasięg (610 km).

W. K.

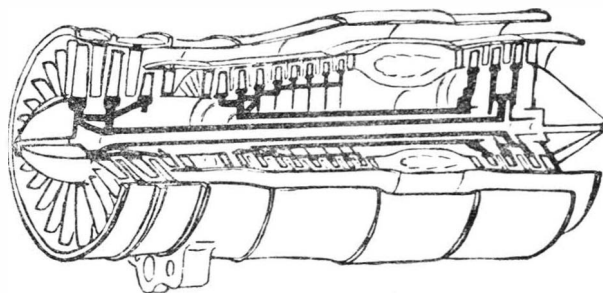
## Czechosłowackie modyfikacje silnika AI-25

Jak wiadomo, do napędu czechosłowackiego samolotu treningowego L-39 zastosowano zmodyfikowany silnik dwuprzepływowy AI-25 o ciągu 1470 kG. Modyfikacja silnika, który otrzymał oznaczenie AI-25W, polegała jedynie na wzmocnieniu pewnych elementów, przede wszystkim wału łączącego wentylator z turbiną niskiego

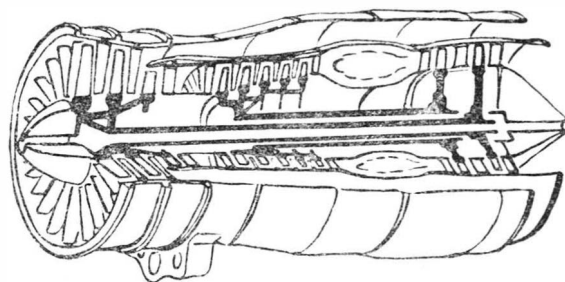
AI-25 W



„Titan”



„Sirius”



ciśnienia, co było konieczne ze względu na większy współczynnik obciążeń samolotu treningowego w porównaniu z samolotem pasażerskim (Jak-40), do którego silnik został zaprojektowany.

Silnik AI-25W nie jest w pełni przystosowany do napędu samolotu treningowego. Jego poważną wadą jest duży przekrój czołowy w stosunku do wytwarzanego ciągu i duży spadek ciągu ze wzrostem prędkości lotu. W związku z tym w instytucie lotniczym (VZLU) w Pradze zaprojektowano wersję rozwojową silnika, „Titan”, o ciągu 1800 kG. Od silnika podstawowego różni się ona głównie wentylatorem, w którym zastosowano stopnie przódźwiękowe, co pozwoliło na usunięcie kierownicy wlotowej. Trzeci stopień wentylatora został przy tym umieszczony w wewnętrznym kanale silnika, wskutek czego spręż w kanale zewnętrznym nie uległ zmianie.

Dzięki nowemu wentylatorowi wydatek powietrza został zwiększony z 42 kG/s do 48 kG/s, a spręż ogólny — 8,0:1 do 11,15:1; natomiast stosunek wydatków zmniejszył się z 2,0:1 do 1,9:1. Poza tym musiano prawdopodobnie podwyższyć temperaturę przed turbiną (która w silniku AI-25 wynosi 900 °C), aby uzyskać założony ciąg 1800 kG. Zmniejszenie stosunku wydatków i podwyższenie temperatury przed turbiną poprawiło charakterystyki silnika w locie (nastąpiło zmniejszenie spadku ciągu ze wzrostem prędkości lotu), zwiększając nieznacznie jednostkowe zużycie paliwa w warunkach startowych (z 0,58 kG/kGh do 0,62 kG/kGh). Ciężar silnika ma wynosić 360 kG.

Następnym etapem rozwojowym ma być silnik „Sirius” o ciągu 2000 kG. Silnik ten będzie miał 5-stopniową sprężarkę zamiast sprężarki 8-stopniowej, przy czym należy przypuszczać, że jej spręż nie ulegnie zmianie, i jednostopniową turbinę niskiego ciśnienia w miejsce turbiny dwustopniowej. Zastosowanie jednostopniowej turbiny niskiego ciśnienia zdaje się wskazywać na dal-

szę zmniejszenie stosunku wydatków prawdopodobnie przez zwiększenie wydatku powietrza przez kanał wewnętrzny, co korzystnie odbije się na charakterystykach silnika w locie, czyniąc zeń napęd bardziej przystosowany do samolotów treningowych.

Załączone szkice przedstawiają (od góry do dołu) silniki: AI-25W, „Titan” i „Sirius”.

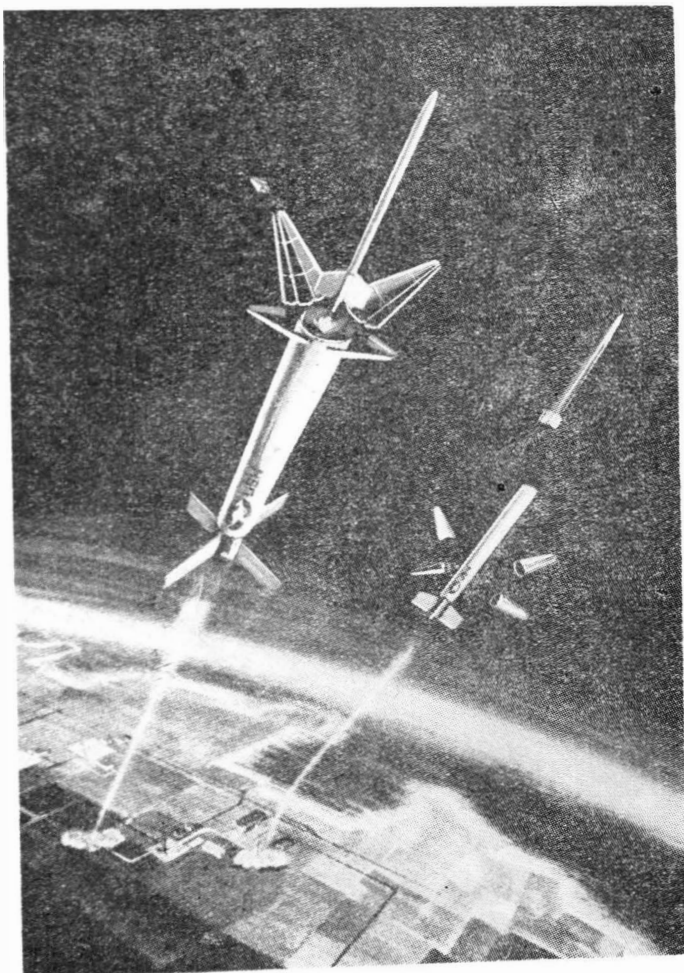
W. K.

## Próba rakiety „Black Arrow”

Pomyślnie przebiegła druga próba angielskiej rakiety nośnej „Black Arrow”. Odbyła się ona w ośrodku w Woomera (Australia). Pierwsza próba, przeprowadzona 29 czerwca 1969 r., nie powiodła się z powodu uszkodzenia instalacji elektrycznej pierwszego stopnia rakiety. W czasie drugiej próby wszystkie urządzenia rakiety oraz silniki pierwszego i drugiego stopnia pracowały zadowalająco — silnik trzeciego stopnia nie został włączony, ponieważ wprowadzenie ładunku na orbitę nie było przewidziane. Po 10 min od chwili startu ładunek został odłączony od trzeciego stopnia i spadł razem z trzecim i drugim stopniem do Oceanu Indyjskiego w odległości 3000 km na płn.-zach. od Woomera. W ramach cyklu rozwojowego rakiety ma być przeprowadzona jeszcze jedna próba, która ostatecznie wykaże, czy rakieta może być użyta do umieszczenia satelity na orbicie wokółziemskiej. W czasie tej próby, przewidzianej jeszcze na 1970 r., ma być wprowadzony na polarną orbitę satelita techniczny X-3.

W. K.

## Rakieta „Kangaroo”



Oddział firmy United Aircraft, United Technology Center, opracował nowy rodzaj rakiety, która będzie odgrywać dużą rolę w przyszłych badaniach kosmicznych. Rakieta otrzymała nazwę „Kangaroo” (kangur), ponieważ jej drugi stopień łącznie z aparaturą badawczą jest umieszczony wewnątrz pierwszego stopnia. Rakiety „Kangaroo” będą wystrzeliwane przed startem i lądowaniem załogowych statków kosmicznych w celu wykrywania ewentualnych niebezpieczeństw zagrażających astronautom, jak promieniowanie kosmiczne i słoneczne, duże koncentracje naładowanych cząstek lub meteorytów itp. Rakiety mogą wynieść przyrządy naukowe na wysokość 120 km, a więc znacznie większą od osiągniętych przez obecnie stosowane rakiety meteorologiczne.

Rakieta ma długość 3 m i średnicę 16,5 cm. Człon meteorologiczny (drugi stopień rakiety) ma długość 1,20 m i średnicę 4 cm. Człon ten jest napędzany małym silnikiem na stały materiał pędny i jest zaopatrzony w stateczniki, które wysuwają się po opuszczeniu przez człon zasobnika w pierwszym stopniu rakiety.

W. K.

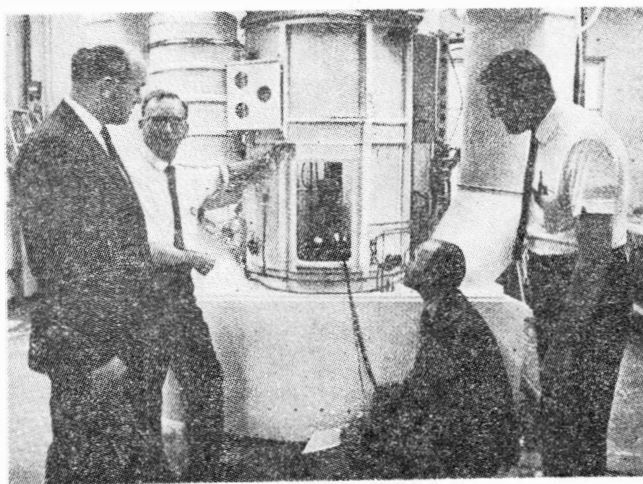
## Sondy do badania Jowisza

Firma TRW rozpoczęła budowę sondy „Pioneer” F przeznaczonej do badań Jowisza. Start sondy jest przewidziany na 1972 r. Następną sondą tego rodzaju, „Pioneer” G, będzie wystrzelona w 1973 r. Sondy będą mieć ciężar 230 kG, łącznie z urządzeniami naukowymi o ciężarze 30 kG, będą stabilizowane za pomocą ruchu obrotowego i zaopatrywane w energię elektryczną przez generatory izotopowe. Jako rakieta nośna jest przewidziana rakieta „Atlas-Centaur”. Wyposażona w aparaturę fotograficzną sonda „Pioneer” F przeleci obok Jowisza w odległości 160 000 km, przecinając najpierw stosunkowo gęsty pas asteroidów, który otacza Słońce w promieniu ok. 500 mln kilometrów. Całe zadanie sondy będzie trwać 600—800 dni. Oczekuje się, że obie sondy dostarczą wystarczającej ilości informacji do zrealizowania w 1975 r. „wielkiej podróży”, w czasie której sondy przeleżą obok kilku planet.

W. K.

## Satelita do badań wpływu nieważkości

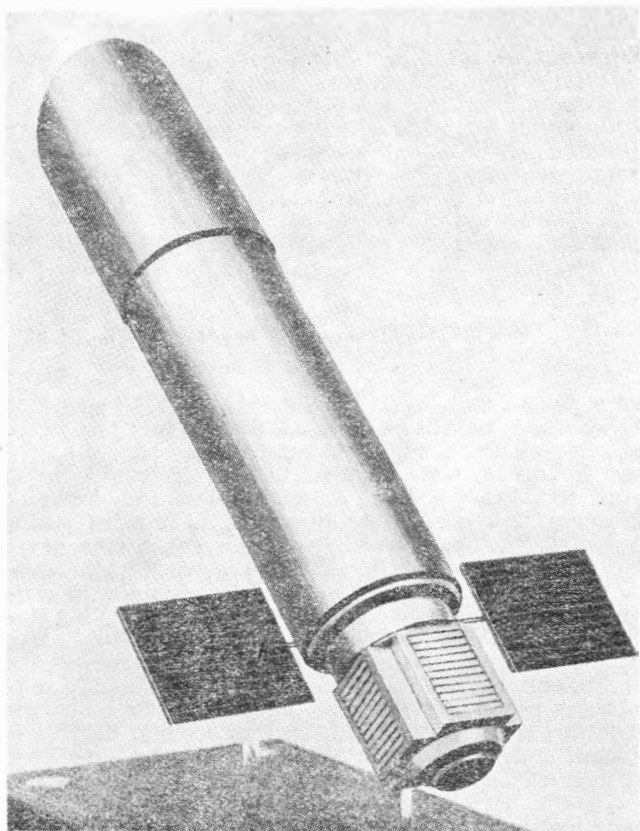
NASA i instytut medycyny lotniczej i kosmicznej marynarki wojennej w Pensacola opracowują program OPE (Orbiting Primate Experiment), którego celem jest zbadanie wpływu długotrwałego stanu nieważkości na fi-



zjologię i psychikę istot żywych wyższego rzędu. Fotografia przedstawia makietę zbudowanego przez firmę Lockheed Missiles and Space Co. pomieszczenia dla dwóch małp, które będzie zabudowane na satelicie krążącym po orbicie wokółziemskiej w ciągu jednego roku.

W. K.

## Teleskop orbitalny



Fotografia przedstawia model teleskopu, który ma być umieszczony na orbicie wokółziemskiej. Teleskop ma średnicę 4,6 m, długość 15 m i ciężar 9100 kG. Energię elektryczną wytwarzają ogniwa słoneczne. Jako rakiety nośną bierze się pod uwagę rakiety „Saturn” 1B, która umieściłaby teleskop na orbicie o wysokości 480 km. Przewiduje się, że okres pracy urządzenia wynosiłby 5 do 8 lat. Teleskop został zaprojektowany przez firmę Grumman Aerospace Corp., która jest twórcą satelitów do obserwacji astronomicznych OAO (Orbiting Astronomical Observatory).

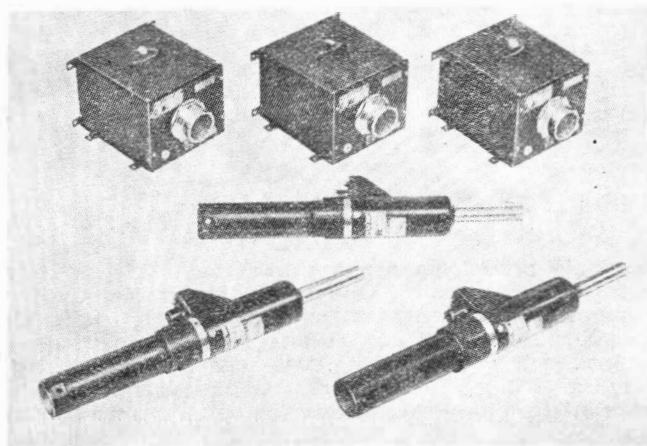
W. K.

## Satelita do wykrywania burz magnetycznych

Avco System Division zbudowała na zamówienie USAF satelitę MSS (Magnetic Storm Satellite). Satelita ten — ma on ciężar 47,6 kG — zostanie w grudniu 1970 r. wystrzelony za pomocą 5-stopniowej rakiety „Scout” z Wallops Island na wydłużoną orbitę o perigeum 370 km i apogeum 31500 km. Krążąc po tej orbicie satelita będzie badał burze magnetyczne, dokonując pomiarów pól elektrycznych i magnetycznych oraz gęstości i energii elektronów i protonów. Satelita MSS ma po raz pierwszy przeprowadzić tego rodzaju badania z b. dużą dokładnością.

W. K.

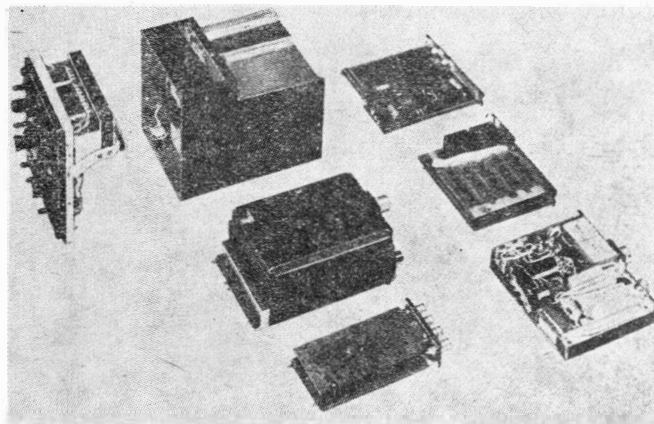
## Układ ustępniający do śmigłowców SA.341



Francuska firma SFENA opracowała trójosiowy układ ustępniający 01-86, który zabudowany został na śmigłowcu Sud-Aviation SA.341 „Gazelle” i po zakończeniu prób będzie stanowił normalne wyposażenie tego śmigłowca. Układ 01-86 jest wersją rozwojową układu ustępniającego „Sherpa” budowanego seryjnie do śmigłowców Sud-Aviation „Alouette”3. Trzy jednakowe kanały, składające się z przelicznika, giroskopu i siłownika, stabilizują śmigłowca względem osi podłużnej, poprzecznej i pionowej. Ciężar kompletnego urządzenia wynosi 5,4 kG.

W. K.

## Nowy transponder



Oddział elektroniczny firmy ADM - Electronique Marcel Dassault — opracował wspólnie z angielską firmą elektroniczną Cossor transponder, który ma być zastosowany na przeznaczonych dla Belgii samolotach „Mirage”5.

Transponder odznacza się pełną tranzystoryzacją oraz zastosowaniem półprzewodników i obwodów scalonych.

Spełnia on normalne dla tego rodzaju urządzeń zadania identyfikacji, wzywania pomocy i samosprawdzenia.

Do kontroli przed startem służy mały przenośny przyrząd naziemny, podczas gdy w czasie lotu służy do tego włączony do transpondera obwód sprawdzający. Urządzenie może pracować w zakresie temperatur od  $-40$  do  $+70$  °C i do wysokości 17 000 m. Częstotliwość odbiornika wynosi 1030 MHz, nadajnika — 1090 MHz, moc szczytowa — 500 W, czas niezawodnej pracy — 2000 h.

W. K.

## Przyrządy do kontroli elektrycznych instalacji samolotów

Angielska firma Kenwe Holt and Co. produkuje zestaw przyrządów kontrolnych „Kenair”, które znacznie skracają czas sprawdzania instalacji elektrycznych samolotów. Zestaw przyrządów do samolotów BAC 1-11 lub Boeing 707 kosztuje 14 000 do 22 000 dol. Umożliwiają one równocześnie sprawdzanie czterech obwodów, przy czym kontrolę przy użyciu tych przyrządów może przeprowadzać personel przyuczony. Wyniki kontroli poszczególnych elementów instalacji są przedstawione wizualnie. Przyrządy „Kenair” są już stosowane przez linie BOAC, BWA, East African Airways oraz przez RAF.

W. K.

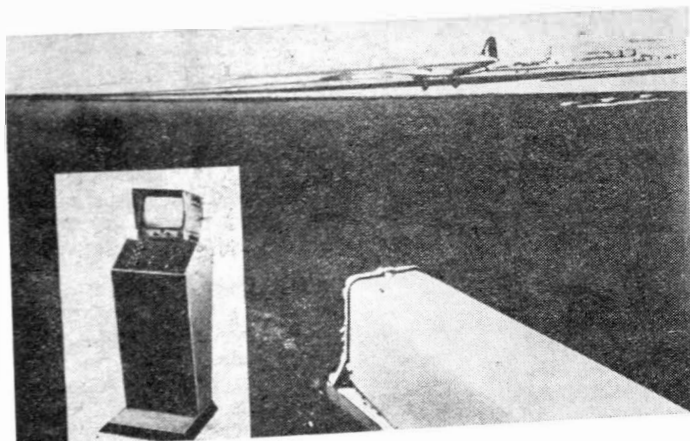
## Automatyczna odprawa bagażu

W porcie lotniczym we Frankfurcie ma być oddany do użytku w 1972 r. system automatycznej odprawy bagażu, opracowany przez firmę AEG — Telefunken, który rocznie będzie obsługiwał bagaż 25 mln pasażerów. W okresach szczytowych liczba odprawianych w ciągu godziny sztuk bagażu będzie przekraczać 13 000. W celu usprawnienia czynności obsługowych każda jednostka bagażu będzie pakowana w oddzielne pojemniki, które transportowane będą za pomocą szybkiej kolejki o łącznej długości torów 30 km. Pojemniki są zaopatrzone w numery, które dają się odczytywać w sposób elektroniczny. Numery te łącznie z numerami lotów są przekazywane do centralnego przelicznika AEG 60-50, który steruje całym procesem odprawy bagażu. Z poszczególnych punktów odprawowych bagaż dostaje się do centralnej rozdzielni przyjmującej zarówno bagaż tranzytowy, jak i bagaż z magazynu przejściowego, w którym przechowywane są te sztuki bagażu, dla których nie określono jeszcze miejsca załadunku. Z rozdzielni pojemniki są kierowane do samolotów, gdzie załadowywane są bezpośrednio lub, np. w przypadku samolotu Boeing 747, do dużych pojemników. Pierwsze próby systemu są zaplanowane na koniec 1972 r.

W. K.

## Telewizyjne urządzenie do pomiaru widzialności na lotnisku

Na lotnisku w Brukseli użytkowane jest telewizyjne urządzenie do pomiaru widzialności opracowane przez belgij-

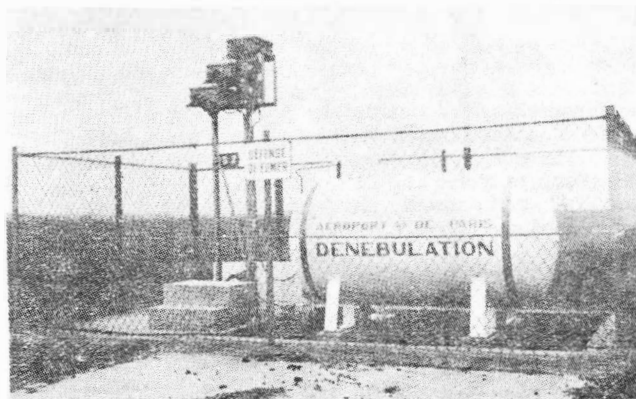


ską firmę Ateliers de Construction Electriques de Charleroi (ACEC). Zasadniczym elementem urządzenia jest kamera telewizyjna, która spełnia zadanie przyrządu pomiarowego. Jest ona ustawiona w odległości 300 m od progu pasa startowego, na wysokości 5 m od ziemi. Równoległe do pasa startowego, w odległości 75 m od niego, rozmieszczone są lampy, odstęp między którymi wynosi 50 m na odcinku 500-metrowym i 100 m na następnym odcinku 700-metrowym. Kamera obejmuje kolejno grupy trzech lamp i przekazuje obraz do wieży kontrolnej. Obserwator włącza odpowiednie grupy lamp do chwili aż ujrzy na ekranie tylko dwa światła. Oznacza to, że światło trzeciej lampy jest niewidoczne z powodu mgły lub deszczu, a tym samym określona jest pozioma odległość widzialności. Próby wykazały, że wyniki pomiarów przeprowadzanych tym urządzeniem są b. pewne.

W.K.

## Urządzenie do zwalczania mgły na lotniskach

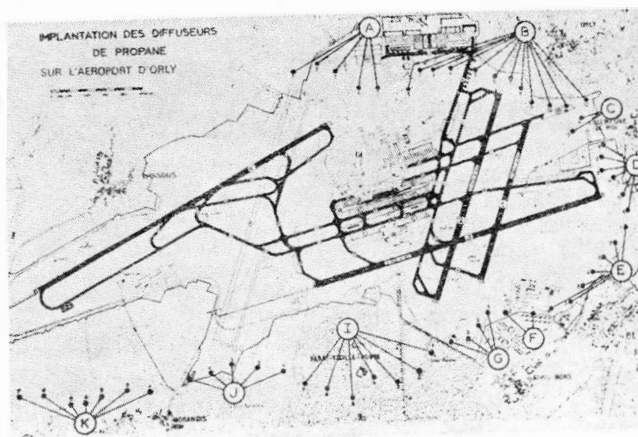
Od października 1967 r. znajdowało się w próbnej eksploatacji na lotnisku Orly urządzenie — opracowane na zlecenie zarządu paryskich portów lotniczych — do zwalczania przechłodzonej mgły za pomocą rozpylania propanu. Obecnie możliwe jest zainstalowanie tego urządzenia na każdym lotnisku, które nawiedzane są w pewnych okresach przez przechłodzone mgły. W latach



1970/71 ma być ono zastosowane w porcie lotniczym Paris-Nord.

Pracujące na zasadzie procesu Bergerona-Fineisena urządzenie zapewni lepsze warunki widzialności od tych, jakie są wymagane do lądowania wg kategorii I.

Składa się ono z łańcucha rozpylaczy ciekłego propanu, który rozciąga się wokół lotniska. Rozmieszczenie rozpylaczy zależy bezpośrednio od lokalnych warunków, przede wszystkim od kierunku i siły głównych wia-



trów. Od chwili włączenia urządzenia przez obsługę wieży kontrolnej pracuje ono w sposób całkowicie automatyzowany. Wydatek propanu rozpylanego przez każdy z rozpylaczy jest uzależniony od kierunku i prędkości lokalnego wiatru zgodnie z ustalonym programem. Dzięki temu możliwe jest uzyskanie w wymaganej strefie optymalnych warunków widzialności przy dowolnych warunkach wiatrowych.

Koszty urządzenia składającego się przynajmniej z 10 rozpylaczy wynoszą od 70 000 do 90 000 F na rozpylacz, a roczne koszty eksploatacji — 500 F na rozpylacz w przypadku 40 h pracy urządzenia w roku. Na lotnisku Orly (dwie równoległe drogi startowe odległe od siebie więcej jak o kilometr, kierunek wiatru zmieniający się w zakresie 270 °) zainstalowano 60 rozpylaczy, przy czym koszty urządzenia wyniosły 5 mln. £. Oblicza się, że urządzenie będzie rentowne, jeżeli uda się zapobiec dzięki niemu w ciągu każdego roku 40 skierowaniom samolotów na lotniska zastępcze. Należy poza tym pamiętać, że w przypadku lotów na krótkich i średnich trasach mgła może te loty opóźnić lub w ogóle uniemożliwić oraz że mgła powoduje w porcie lotniczym różne nieprzyjemne zjawiska uboczne. W związku z tym wydaje się, że w przypadku lotniska Orly, gdzie mgła zalega w ciągu 10 h w roku, zainstalowanie urządzenia jest w zupełności usprawiedliwione.

W. K.

## Koszt naziemnego wyposażenia do obsługi samolotu Boeing 747

Przy projektowaniu samolotu Boeing 747 przyjęto jako jedno z zasadniczych założeń możliwość korzystania z istniejących pasów startowych. Tak więc lotniska obsługiwane dotychczas przez samoloty klasy DC-8 i Boeing 707 będą mogły przyjmować również samoloty Boeing 747 bez wzmocnienia, wydłużania i poszerzenia pasów startowych. W ten sposób uniknięto znacznych kosztów, które mogłyby zahamować lub ograniczyć wprowadzenie do eksploatacji samolotu Boeing 747. Ze względu jednak na nie spotykane dotychczas wymiary gabarytowe, ciężar, pojemność pomieszczeń pasażerskich i bagażowych oraz pojemność poszczególnych instalacji samolotu Boeing 747, a także innych wielkich samolotów, jak DC-10 czy L-1011, stosowany obecnie sprzęt obsługi naziemnej będzie albo w ogóle nieprzydatny, albo za mało wydajny, aby można go w szerszym zakresie zastosować. Dlatego wydatki na wyposażenie naziemne będą znaczne, chociaż oczywiście o wiele mniejsze niż na zakup samych samolotów. O wielkości tych wydatków mogą dać pojęcie ceny w dolarach USA poszczególnych urządzeń:

Schody dla pasażerów	30 000
Dźwig do załadunku pasażerów	65 250
Autobus dla dowozu pasażerów	30 000
Urządzenie do załadunku palet z pojemnikami	25 250
Transporter do pojemników	16 000
Wózki do pojemników	1 500
Ciągnik do wózków z pojemnikami	7 000
Samochód do przewozu palet z pojemnikami	16 250
Pojemnik bagażowy	1 000
Pojemnik towarowy	1 000
Urządzenie do ładowania modułów bufetu	17 775
Wózki do modułów bufetowych	400
Wyposażenie do prowadzenia wózków	2 750
Przenośnik taśmowy	7 500
Samochód z wyposażeniem do sprzątanania kabin	17 750
Odkurzacz	5 500
Urządzenie do obsługi instalacji wodnej	8 000
Urządzenie do obsługi toalety	10 500
Ciągniki do samolotu	84 000—135 000
Dyszel do holowania	2 000
Agregat prądowórczy 140 kVA	17 000
Urządzenie do rozruchu powietrznego silników	26 000
Samochód z urządzeniem do odladzania	22 000

Pomost do obsługi, wysoki	26 000
Pomost do obsługi, średni (4,5—9,0 m)	12 250
Pomost do obsługi, niski (1,8—4,5 m)	5 000
Podnośnik pod skrzydło	2 750
Podnośnik pod kadłub	4 000
Podnośnik pod przód kadłuba	2 650
Podnośnik pod ogon	3 750
Podnośnik pod oś	2 400
Samochodowa platforma do prac na wysokości do 20 mm	40 000

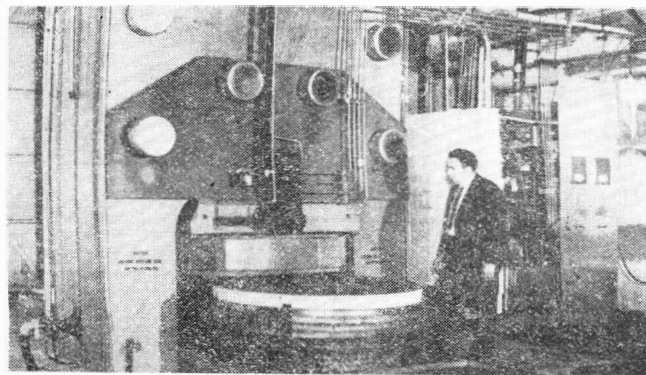
Przytoczone powyżej ceny pochodzą z informacji firmy Morris Associates Inc. reprezentującej grupę amerykańskich producentów lotniczego sprzętu naziemnego.

B. D.

## Wielozadaniowa prasa wysokoenergetyczna

Dla Laboratorium Materiałów Amerykańskich Sił Lotniczych opracowana została prasa wielozadaniowa, w której zgrupowano kilka metod formowania wysokoenergetycznego, w dodatku z pełną mechanizacją czynności. Prasa umożliwiła formowanie wybuchowe, elektromagnetyczne, elektrohydrauliczne, z wybuchem gazów i wodą o wysokim ciśnieniu. Może pracować według jednej metody lub z połączeniem kilku metod. Ponadto prasa przystosowana jest do wykonywania operacji normalnie wymagających czterech różnych pras: prasy do tłoczenia poduszką gumową, prasy hydraulicznej, obciążarki i młota spadowego, dostarczając przy tym lepszych części i znacznie szybciej. Na prasie wykonywano początkowo tłoczenia na elementach o średnicy do 900 mm z aluminium i stali nierdzewnych, m.in. części statków kosmicznych i rakiet, jak: czasie, panele z zawiniętymi obrzeżami, kołnierze na cylindrach, przedmioty o krzywiznach przestrzennych i inne złożone elementy.

Podczas statycznego kształtowania cieczą o ciśnieniu 3500 kG/cm<sup>2</sup> wytworzono siłę formującą równą prawie 22 500 000 kG. Dla zamknięcia takiej siły w komorze energetycznej opracowano hydrauliczny system mocujący o sile 25 000 T. Komora energetyczna o ciężarze 5000 kG wykonana jest w formie wielopowłokowych cylindrów ciśnieniowych. Przy formowaniu wybuchowym do komory można wprowadzić trzy ładunki wybuchowe odpalane kolejno.



Prasa o wysokości 5,1 m i ciężarze 90 T zamontowana jest na fundamencie w wykopie, a urządzenia zasilające, powietrzne i hydrauliczne umieszczone pod podłogą zwiększają swobodę pracy na tej maszynie (patrz rys.).

A. G.

Dla ułatwienia wymiany matryc i operowania nimi opracowano pneumatyczny system działający na zasadzie poduszki powietrznej. W połączeniu z mechanicznymi urządzeniami pomocniczymi ułatwia to automatyzację załadunku i przyspiesza cykl pracy.



## ZYGMUNT PUŁAWSKI (1901-1931)

Urodził się w Lublinie 24 października 1901 r. W tymże mieście uczęszczał do gimnazjum Vetterów, które ukończył w r. 1919. Następnie wstąpił na wydział mechaniczny Politechniki Warszawskiej. Od pierwszego roku studiów zajmował się pracami konstrukcyjnymi — zbudował szybowiec, który brał udział w Drugim Krajowym Konkursie Szybowcowym w Gdyni w 1925 r. i za projekt samolotu nadesłany na konkurs Departamentu IV Żegluga Powietrznej M. S. Wojsk. uzyskał nagrodę.

Po uzyskaniu dyplomu inżyniera (1925 r.) Puławski udał się na praktykę do francuskiej fabryki lotniczej Bregueta. Po powrocie do Polski ukończył kurs podchorążych lotnictwa rezerwy w Poznaniu i odbył pełne przeszkolenie pilota wojskowego w Bydgoszczy. Dodać tu należy, że w tym okresie przeszkolenie rezerwisty na pilota należało do rzadkich wyróżnień (pilotaż z Puławskim ukończyli za specjalnym zezwoleniem szefa departamentu tylko inż. Drzewiecki i Grzeszczyk — obaj wybitni konstruktorzy).

Bezpośrednio po ukończeniu służby wojskowej w jesieni 1927 r. Puławski został zaangażowany jako konstruktor (a wkrótce główny konstruktor) w Centralnych Warsztatach Lotniczych w Warszawie. Zakłady te zostały następnie przeorganizowane na Państwowe Zakłady Lotnicze. W ciągu zaledwie 3,5 lat pracy na tym stanowisku, a więc w tempie wprost rekordowym, Puławski wykazał, że należy do grupy stanowiącej czołówkę najlepszych konstruktorów lotniczych świata.

Samoloty myśliwskie konstruowane przez Puławskiego stanowią piękny przykład jednej linii rozwojowej, konsekwentnie realizowanej i doskonalonej z typu na typ. Najbardziej charakterystyczną cechą tych maszyn była oryginalna forma płata. Pionierstwo rozwiązania Puławskiego polegało na załamaniu płata (co zresztą stosowane było już wcześniej) przy równoczesnym jego zwięźszeniu i zmniejszeniu grubości ku nasadzie. Chodziło o to, aby najcieńszy przekrój w miejscu wejścia w kadłub był w linii wzroku pilota, nie zasłaniając pola widzenia więcej niż rama wiatrochronu w normalnym ówczesnym samolocie. Ta właśnie cecha jest istotą „polskich skrzydeł” (Francuzi nazywali płaty Puławskiego „les ailes polonaises”).

Innym pionierskim rozwiązaniem znakomitego konstruktora jest zastosowanie podwozia „nożycowego” (patent polski Nr 13.180) łączącego wielką wytrzymałość i czystość aerodynamiczną z zabezpieczeniem amortyzatorów olejowo-powietrznych przed brudem i niskimi temperaturami przez umieszczenie ich wewnątrz kadłuba za silnikiem.

Idea Puławskiego została do pewnego stopnia wypaczona przez zastosowanie silnika gwiazdowego, a nie silnika rzędowego V. Decydował tu nie konstruktor, a odbiorca — w tym przypadku lotnictwo wojskowe. Myśliwce Puławskiego z silnikami gwiazdowymi miały znac-

nie gorszą widoczność i dla zaradzenia temu Puławski posiadał w chwili śmierci na warsztacie studium samolotu z opuszczonym w dół silnikiem, prowadzące do typu P-11c i P-24, które w pełni zostały dopracowane i zrealizowane już jednak przez jego następcę inż. W. Jakimiuka.

Oto konstrukcje inż. Puławskiego z okresu pracy w PZL: P-1, 1929 r., pierwszy ze znanej serii samolotów myśliwskich, górnopłatowiec jednomiejscowy, silnik Hispano-Suiza o mocy 600 KM, podwozie stałe, konstrukcja metalowa, kabina odkryta. Nowością było umieszczenie karabinów maszynowych w skrzydłach — strzelały one poza kręgiem śmigła. P-1 wziął zwycięski udział (pilot płk. Kossowski) w konkursie na samolot myśliwski w Bukareszcie w r. 1930.

P-6, 1930 r., pokrycie dwudźwigarowego skrzydła — blachą drobnofalistą. Silnik o mocy 480 KM typu Bristol. Prędkość maksymalna — 281 km/h. Wystawiony w jesieni 1930 r. w Salonie Lotniczym w Paryżu stał się sensacją wystawy. P-6 pilotowany przez kpt. Orlińskiego zajął pierwsze miejsce na zawodach w Cleveland (USA) w r. 1931. Sprawozdawcy prasowi podkreślali: dobre wznoszenie, fantastyczną zwrotność i dużą prędkość.

P-7, 1930 r., dalszy rozwój konstrukcji Puławskiego. Budowany seryjnie (zamówienie 150 sztuk) był używany w czasie wojny 1939 r. przez trzy eskadry bojowe i doraźnie zorganizowaną grupę myśliwską dla obrony Dębina (razem ok. 40 maszyn).

P-11 i P-24, samoloty te powstały już po śmierci Puławskiego, jednak szły wiernie po linii rozwojowej poprzednich serii. Warto przypomnieć, że do P-24 należał w r. 1934 rekord szybkości spośród samolotów myśliwskich z silnikami gwiazdowymi (414 km/h).

W połowie 1930 r. Puławski przystąpił do opracowania projektu turystycznej łodzi latającej, która prócz celów sportowych miała posłużyć konstruktorowi w zebraniu doświadczeń. Przewidywano bowiem budowę amfibii tego typu dla potrzeb lotnictwa morskiego. W lutym 1931 r. oblotu PZL-Amfibia H dokonał osobiście inż. Puławski. 21 marca 1931 r. w chwilę po starcie do szóstego z kolei lotu maszyna runęła na ulicę Warszawy na rogu Sękocińskiej i Słupeckiej, grzebiąc w swych szczątkach znakomitego konstruktora.

Jak słusznie napisał Bronisław Ratajczak, długoletni przedwojenny technik i znany historyk lotnictwa: „Zbyt wcześnie zły los zabrał Zygmunta Puławskiego, jakże potrzebnego lotnictwu polskiemu. Gdyby żył to na pewno nie broniliby naszego nieba w 1939 r. stare, wysłużone P-7 i P-11, skonstruowane przed Jego śmiercią, ale jakieś P-50 czy P-60. Samoloty myśliwskie będące ostatnim słowem techniki lotniczej, tak jak były nimi w swoim czasie „siódemki” i „jedenastki”.

Janusz Kędziński

# VI KONGRES TECHNIKÓW POLSKICH

## TRYBUNA LOTNIKÓW

### DYSKUSJA I POSTULATY LOTNICZYCH KÓŁ ZAKŁADOWYCH SIMP

Dyskusja przedkongresowa bazująca na tezach specjalistycznych opracowanych przez prezydium Sekcji Głównych VI Kongresu Techników Polskich, niestety zbyt skromnych w zakresie techniki lotniczej, objęła swym zasięgiem aktywne szeregi specjalistów lotniczych zorganizowanych w Sekcji Lotniczej SIMP i współpracujących z tą Sekcją.

Zgodnie z hasłem przewodnim VI Kongresu „Technika w procesie intensyfikacji gospodarki” dyskusja rozwinęła formułowanie wniosków inteligencji technicznej, zmierzających do zapewnienia najlepszej realizacji zadań zawartych w planie gospodarczym na lata 1971—1975, wynikających z Uchwał II i IV Plenum KC PZPR.

Szczególna uwaga jaką zwrócił Zarząd Sekcji Lotniczej na właściwe uaktywnienie członków w tej akcji, przyczyniła się do intensyfikacji działalności na tym odcinku i właściwego ukierunkowania wniosków i postulatów. Specjaliści lotniczy, mający bezpośredni kontakt z jedną z najbardziej nowoczesnych i awangardowych dziedzin techniki, mają niewątpliwie szczególnie korzystne warunki precyzowania postulatów zapewniających maksymalizację efektów działalności wielu dziedzin gospodarki narodowej przez właściwy rozwój i wykorzystanie przodującej techniki lotniczej.

Dotychczasowy przebieg dyskusji pozwala ocenić, że możliwości te są należycie i umiejętnie przez członków sekcji wykorzystywane.

Większość kół, a wśród nich takie jak np. Koła SIMP przy WSK Mielec, WSK Świdnik, Dowództwie Wojsk Lotniczych, Instytucie Technicznym Wojsk Lotniczych wykazały przykładową aktywność w realizacji tego zadania.

Miejmy nadzieję, że i ci, którzy do tej pory nie ujawnili swych możliwości i inicjatywy potrafią jeszcze włączyć się ze swymi wnioskami i postulatami do pogłębienia dyskusji kongresowych.

Analizując wnioski i postulaty zgłaszane przez poszczególne Koła do Oddziałów SIMP oraz do Sekcji Lotniczej stwierdzić należy, że obejmują one bardzo szeroki zakres problematyki, począwszy od najbardziej nam bliskich zagadnień rozwoju polskiego lotnictwa, krajowej techniki lotniczej i naszego przemysłu lotniczego, przez zagadnienia dotyczące produkcji maszyn, urządzeń, narzędzi, materiałów i tworzyw, zagadnienia organizacji procesów produkcyjnych i eksploatacyjnych, zagadnienia szkolenia, informacji techniczno-ekonomicznej, normalizacji, uwzględniają one również wiele problemów dotyczących działalności kół SNT NOT.

Aby zobrazować zakres i wnikliwość przedkongresowych dyskusji w Sekcji Lotniczej, warto przytoczyć przynajmniej kilka najbardziej charakterystycznych postulatów i wniosków zgłaszanych przez koła:

- powołać Radę Lotniczą i określić kierunki rozwoju lotnictwa w Polsce; brak ustalonych perspektyw rozwojowych w tym zakresie, brak dostatecznej koordynacji działania na tym odcinku różnych resortów powoduje stopniowy zanik przemysłu lotniczego, powoduje pogłębianie chaosu w gospodarce lotniczej,

- zabezpieczyć możliwość dalszego rozwoju produkcji śmigłowej w Polsce,

- opracować zasady i formy organizacyjne badań i prób prototypowych i prób eksploatacyjnych, umożliwiające szybkie przejście od prototypu do produkcji seryjnej i skrócenie czasu wdrażania sprzętu do eksploatacji. Obecny system w porównaniu z innymi krajami jest zbyt długi, co powoduje trudności ze zdobywaniem rynków zagranicznych i wpływa niekorzystnie na nowoczesność techniki lotniczej,

- w oparciu o plany wieloletnie rozwoju polskiego lotnictwa określić potrzeby kadr lotniczych, zagwarantować kształcenie nowych kadr na uczelniach i w szkołach, skutecznie przeciwdziałać odchodzeniu z lotnictwa doświadczonych specjalistów,

- zwiększyć zaplecze naukowo-techniczne przemysłu lotniczego, skoncentrować jego działalność na najbardziej efektywnej tematyce,

- rozwijać produkcję różnego rodzaju pojemników i palet służących do celów transportu i magazynowania części oraz wyrobów,

- uruchomić krajową produkcję nowych rodzajów żywic, utwardzaczy i nośników (jak włókna węglowe i borowe) o wysokich własnościach wytrzymałościowych i odpornych na wysokie temperatury,

- w planach gospodarczych wyodrębnić centralne środki na rozwój obróbki plastycznej,

- opracować zasady i przepisy określające rozdział środków inwestycyjnych na rozwój zakładów doświadczalnych,

- wprowadzić system zachęty materialnej dla specjalistów, którzy uzyskali doktorat i pracują w przemyśle,

- sprecyzować formy działalności komitetów zakładowych NOT w zakładach, w których działa kilka różnych kół SNT NOT,

- wprowadzić wkładkę kalendarzyków NOT obejmującą zagadnienia lotnicze.

Oto kilka przykładów wniosków zgłaszanych przez poszczególne Koła. Świadczą one o bogatej treści przedkongresowych dyskusji. Przekonują one również o tym, że jeśli potrafimy konsekwentnie wdrażać ich realizację, na pewno działalnością swoją wniesiemy istotny wkład do procesu intensyfikacji gospodarki narodowej.

### DYSKUSJA I POSTULATY LOTNICZYCH KÓŁ ZAKŁADOWYCH SITK

Tezy do dyskusji przedkongresowej dotyczące *Transportu Lotniczego* opublikowane zostały w materiałach Sekcji XII *Transport i Komunikacja*.

Na ich podstawie przeprowadzona została szeroka dyskusja w kołach zakładowych SITK, choć na pewno nie uczestniczyli w niej wszyscy działacze związani z lotnictwem.

Liczymy, że włączą się oni w ostatniej fazie dyskusji aby swoimi propozycjami przyczynić się do głębszej analizy skomplikowanych problemów polskiego lotnictwa. Z 40 wniosków zgłoszonych przez koła zakładowe Sekcji Komunikacji Lotniczej Oddziału Warszawskiego SITK opracowano kilka następujących syntetycznych, a za-

razem problemowych postulatów, które powinny być przedstawione przez naszych delegatów na VI Kongresie Techników Polskich.

#### Koordinacja lotnictwa

Postuluje się powołanie organu rządowego koordynującego całokształt spraw lotnictwa w Polsce, ustalającego generalne koncepcje działalności i rozwoju poszczególnych dziedzin lotnictwa oraz dokonującego podziału zadań dla zainteresowanych resortów.

Obecnie nadzór nad działalnością lotnictwa cywilnego sprawuje kilka resortów, a polityka rozwojowa prowadzona jest przez nie indywidualnie.

Dokończenie na III str. okł.



Dla jednego z kursów przeprowadzanych w Polsce odpowiednie liczby wynosily: kurs 5-tygodniowy (3 uczniow na SRE i ARSR i 3 na PAR) — praca na symulatorze — srednio po 190 sprowadzen, rzeczywistych sprowadzen na PAR po ok. 50, praca na symulatorze SRE — po 20 godz. oraz rzeczywista kontrola zblizenia (pod nadzorem kontrolera z odpowiednimi uprawnieniami) — po 17 godzin.

Jako sredni wspolczynnik wykorzystania symulatora na kursach mozna przyjac: PAR — po ok. 150 sprowadzen SRE, ARSR — po 25 godz.

Reszta szkolenia powinna przypadac na kontrole rzeczywista odbywana przez co najmniej jednomiesieczna praktyke pod nadzorem kontrolera ruchu lotniczego z odpowiednimi uprawnieniami poslugiwania sie radarem w okresie 12 miesiecy poprzedzajacych bezposrednio wystapienie kandydata o uprawnienie.

W ramach praktyki kandydat powinien dokonac co najmniej 100 sprowadzen na PAR (w tym 50 na urzadzeniu, na ktorym bedzie pracowal zawodowo), z czego ok. 50% przypada na sprowadzanie samolotu treningowego. Odpowiednio praktyka na SRE lub ARSR wg przepisow powinna zawierac nie mniej niz 25 sprowadzen na PPI, z czego czesc moze przypadac na samolot treningowy w przypadku jednoczesnego szkolenia SRE i PAR.

Bezsporna zaleta tak przy szkoleniu na uprawnienia PAR, jak i SRE oraz radar kontroli obszaru jest poprzedzenie praktyki efektywnej treningiem na symulatorze ze wzgledu na to, ze kandydat bez jakiegokolwiek ryzyka uczy sie i opanowuje wiele operacji, wyrabia szybkość i prawidlowosc reakcji postepowania w sytuacjach niebezpiecznych i ich rozwiazywaniu, opanowuje umiejnosc podejmowania bezwzlotnych decyzji.

W zalezności od tego, czy kurs np. SRE i PAR odbywa sie jednoczesnie czy osobno, czas eksploatacji samolotu wspolpracujacego, radarow rzeczywistych i symulatorow przedluzza sie badz skraca, dzieki jednoczesnemu wykorzystaniu obiektu na obydwu systemach.

Dla pelniejszego obrazu nalezy jeszcze wspomniec o kosztach eksploatacji samolotu, ktore wg przyblizonych wartosci srednich, przyjmowanych na podstawie eksploatacji na trasie, wynosza: dla Li 2 — 7000 zł/h, a dla Il 14 — 8500 zł/h. Czas przelotu powrotnego podjezcia do ladowania na PAR zawiera sie w granicach 11—13 min.

Koszt zakupu i instalacji (z podstawowym zestawem czesci zamiennych) wynosil ok. 25 500 funtow szterlingow (3 200 000 zł). Eksploatacja urzadzenia jest stosunkowo tania: pobor mocy 2—3 kVA, obsluga techniczna 1- lub 2-osobowa.

Do chwili obecnej (po 4-letniej eksploatacji) poza normalnymi operacjami regulacyjnymi wystapilo laczenie kilka uszkodzen (przerwy wynikly w szkoleniu z tego tytulu byly znikomo male), pociagajacych za soba wymiane kilkunastu drobniejszych elementow i podzespolow.

Z podanych wyzej liczb mozna w pewnym przyblizeniu uzmyslowic sobie zalety ekonomiczne stosowania do szkolenia symulatora wysokiej klasy oraz mozna posluzyc sie jako ogolna wskazowka przy wyborze systemu szkolenia, bowiem w poszczegolnych panstwach, na lotniskach sa zlokalizowane urzadzenia o rozniacym sie wspolczynniku wykorzystania, dysponuje sie innymi typami samolotow treningowych (co najmniej dwusilnikowymi) itd. Nalezy tu rowniez uwzglesdnic stopien natężenia ruchu lotniczego w rejonie danego lotniska oraz inne czynniki posrednie.

Do chwili obecnej, na kursach organizowanych w Centrum Kontroli Ruchu Lotniczego na lotnisku Warszawa Okęcie, na symulatorach przeszkolonych zostalo 22 osoby na PAR oraz 36 osob na SRE, radar KZ Decca oraz radar ARSR.

W planach na lata 1971—1975 przewiduje sie przeszkolenie 130 osob (w tym na uprawnienia PAR 42 osoby, uprawnienia SRE, radar KZ Decca — 40 osob oraz uprawnienia radaru ARSR — 48 osob).

Jest rzecza trudna wyrazic ekonomie stosowania symulatora w liczbach bezwzlotnych, lecz mozna juz obecnie stwierdzic, ze nastapila jego pelna amortyzacja. Wracajac na zakonczenie do wyboru systemu szkolenia, to wg materialow ICAO i zrodel brytyjskich niektore panstwa uwarzaja za dostateczne zapewnienie wyszkolenia praktycznego tylko przez trening na symulatorze, jak rowniez egzaminowanie kandydatow na zdobycie uprawnienia kontroli zblizenia lub kontroli obszaru poprzez sprawdzenie ich umiejnosci za pomoca urzadzenia syntetycznego (symulator z oddzielnymi wskaźnikami), co jest wprawdzie metoda wygodniejsza (osrodek szkolenia nie musi sie znajdowac bezposrednio na lotnisku, uniezaleznienie sie od warunkow meteorologicznych, niekomplikowanie ruchu lotniczego w rejonie danego lotniska itp.), uczen moze jednak nabrac zbyt duzego zaufania do siebie ze wzgledu na to, ze wykonywal tylko cwiczenia symulowane.

Inne panstwa za system najbardziej odpowiedni uwarzaja powiazanie treningu z samolotem oraz obiektami symulowanymi i egzaminowanie wg umiejnosci kontroli rzeczywistej.

Faktem jest, ze kazda redukcja srodkow szkolenia powoduje przedluzenie stazu kandydata w osrodku operacyjnym dla uzyskania przez niego pelnych kwalifikacji.

Nawiazujac do perspektywy najblizszych lat wydaje sie konieczne przeanalizowanie technicznej mozliwosci rozbudowy i adaptacji istniejacego symulatora w celu przystosowania go do spealniania innych funkcji, ktore okaza sie niezbedne ze wzgledu na rozbudowe i stopniowe wyposazenie lotnisk w nowy sprzet radiolokacyjny, a szczegolnie radary wtorne. Analiza ta ogolnie powinna byc nastawiona pod katem zwięszczenia liczby symulowanych obiektow, mozliwosci przystosowania przelecznika wysokosci (Height Finder) oraz wypracowania efektow radaru wtornego. Bedzie rowniez zachodzila koniecznosc zastosowania dalszych, zmodyfikowanych i odseparowanych od kontroli rzeczywistej wskaźnikow.

#### Wykaz skrotow uzywanych w opracowaniu

ICAO — International Civil Aviation Organization  
VOR — Very High Frequency Omnidirectional Radio Range  
DME — Distance Measuring Equipment  
ILS — Instrument Landing System  
TMA — Terminal Control Area  
VASIS — Visual Approach Slope Indicator System  
PPI — Plan Position Indicator  
PAR — Precision Approach Radar  
SRE — Surveillance Radar Element  
ARSR — Air Route Surveillance Radar  
SSR — Secondary Surveillance Radar

#### Literatura

1. ICAO: *Training Manual*, Part 14, Air Traffic Controller Licence and Ratings, Montreal, Canada 1960.
2. MKCZLC: *Szczegolowe przepisy w sprawie personelu lotniczego*, Warszawa 1970.
3. *The air traffic controllers licence and student air traffic controllers licence*, London Board of Trade 1969.
4. *Radar Simulator sy 2033 for Polish Civil Authority* Farnborough, England 1966.

### The results of the Moon samples investigation

The results of investigation of Moon samples brought by Apollo 11 astronauts indicate that the Moon age exceeds 4,5 milliard years. In the Moon ground three new minerals, that are not existing on the Earth, the weak magnetism and few organic compounds have been found. There have not been discovered the alive organisms and the water. The article includes the tables, in which the most important results of the Moon samples investigation are given.

WEGRZYN E.

621.454—546

### The control system of the sovietic turbofan engine D-30

In this article they are described the operation principles of main components of control system of sovietic turbofan engine D-30: the fuel flow control unit NR-30 that retains constant rotational speed of the high pressure compressor in various flight conditions, the centrifugal governor CR-1W that limits the low pressure compressor speed and the centrifugal governor CR-2W that controls the bleed valves and the inlet guide vanes of the high pressure compressor.

BORODZIK F.

629.7(47):63

### Some notices on soviet agricultural aviation

In this paper the history of the soviet agricultural aviation and its violent development are presented. The operations carried — out by agricultural aviation in Soviet Union and some organization problems of these operations are discussed. The agricultural aircraft An-2 including its agricultural equipment and the helicopters used for agricultural operations are described.

DOSTATNI B.

656.71(571)

### Air route through Siberia

In this paper the history of the air route through the North Pole, especially the route Moskwa — Tokio, is presented and economical importance of the route through Siberia toward Europe is discussed. The equipment of this route is mentioned.

WANAT T.

629.735.3.083.023.2:1118

### Repair of cover panels of Il-18 aircraft

In this paper the procedure in the case of failure of pressure fuselage cover panels of passenger aircraft Il-18 is described.

WYGANOWSKI J.

656.7.051.54

### De-icing transport aircraft before flight

The problems and methods of de-icing modern transport aircraft before take-off are discussed. The method of de-icing aircraft by the use of fluids is described and the fluid applied by PLL Lot is presented. The arrangements for de-icing purposes are shown.

BARSKI W.

621.396.969.3.001.57:656.7.071.4

### Application of simulators for training air traffic controllers

In this article various types of simulators for training air traffic controllers are presented. New Solartron simulator is described in details. Principles of operation of computers for simulating indications of SRE and PAR systems are explained.

- dnak etapowo, poczynając od wykorzystania istniejących lotnisk w miarę aktualnych potrzeb
- modernizować w sposób ciągły lotnisko Warszawa -- Okęcie przystosowując go do obsługi istniejących typów samolotów komunikacyjnych, tak aby spełniało ony wymogi lotniska międzynarodowego do roku 1980
  - doinwestowywać zaplecze obsługowo-techniczne lotnisk w zakresie urządzeń i sprzętu naziemnego w celu podniesienia efektywności eksploatowanych samolotów
  - w budownictwie lotniskowym stosować nowoczesne technologie przy projektowaniu i budowie nawierzchni lotniskowych.

#### **Kontrola ruchu lotniczego**

Postuluje się opracowanie woju Kontroli Ruchu Lotniczego o stale unowocześniane

pewniające maksymalne bezpieczeństwo lotów we wzrastającym gwałtownie ruchu lotniczym w obszarze Europy.

Główne kierunki działania to:

- stopniowe wprowadzanie nowoczesnych metod kontroli ruchu lotniczego — od pełnego pokrycia obszaru kraju osłoną radarową aż do wprowadzenia zautomatyzowanej kontroli
- w ramach modernizacji urządzeń do kontroli ruchu lotniczego w rejonach lotnisk przygotowanie kilku lotnisk krajowych do całodobowej eksploatacji, osiągnącej na nich średni poziom europejski
- sukcesywna modernizacja po roku 1975 pozostałych lotnisk w ramach posiadanych środków i możliwości.

#### **Kadry dla potrzeb lotnictwa cywilnego**

Proponuje się opracowanie perspektywicznego planu kształcenia i doskonalenia umiejętności zawodowych specjalistów lotniczych wszystkich dziedzin i na wszystkich stopniach nauczania.

Perspektywiczny plan kształcenia i doskonalenia zawodowego specjalistów lotniczych obejmować powinien:

- utrzymanie istniejących kierunków nauczania w szkołach średnich i wyższych
- zorganizowanie kształcenia w nowych specjalnościach lotniczych, zwłaszcza w zakresie eksploatacji sprzętu lotniczego, inżynierów pokładowych samolotów komunikacyjnych, kontrolerów ruchu lotniczego, ekonomiki transportu lotniczego itp.
- zorganizowanie studiów podyplomowych w celu systematycznego podnoszenia kwalifikacji zawodowych pracowników lotnictwa
- zorganizowanie szkoły pilotów lotnictwa cywilnego dla potrzeb wewnętrznych oraz usług dla zagranicy

#### **Badania naukowe i informacja techniczno-ekonomiczna**

Wnioskuje się powołanie ośrodków naukowo-badawczych dla potrzeb poszczególnych dziedzin lotnictwa cywilnego prowadzących całokształt spraw studialnych. Działalność tych placówek powinna być uzupełniana sprawnym i jednolitym systemem informacji.

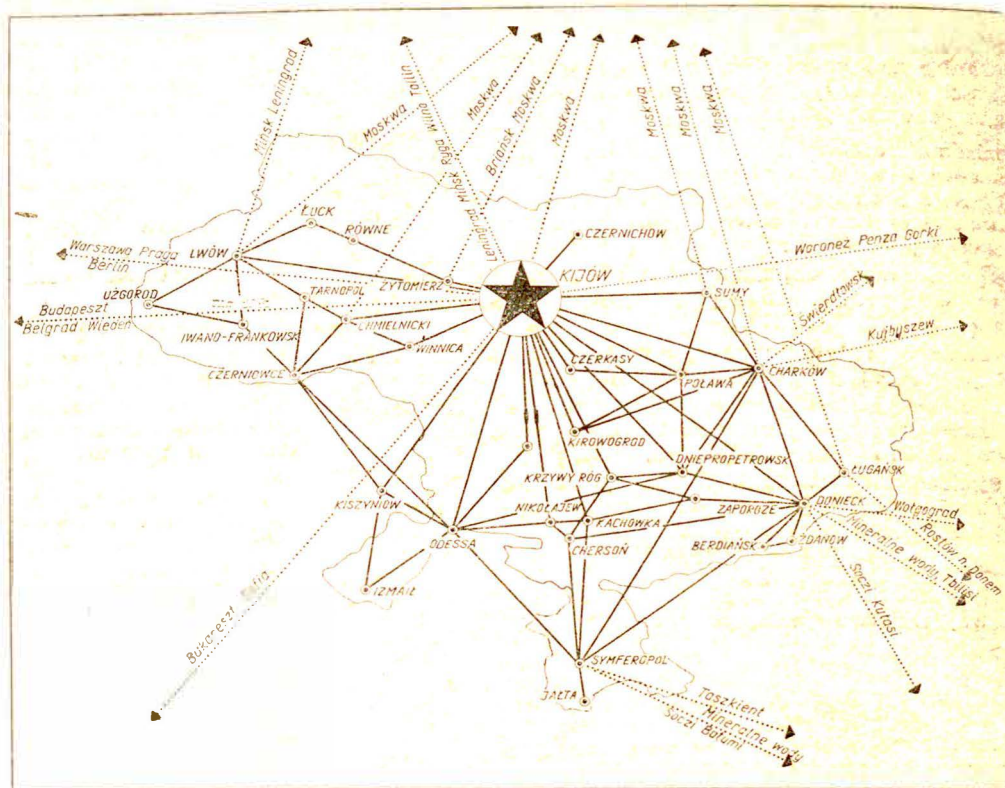
W dziedzinie informacji należy:

- rozbudować i wzmocnić służby informacji technicznej i ekonomicznej lotnictwa cywilnego
- zwiększyć nakłady wydawnictw informacyjnych w celu stałego aktualizowania wiedzy fachowej pracowników lotnictwa oraz ułatwiania opracowywania tematów z zakresu postępu technicznego i wprowadzania nowych metod organizacyjnych
- wydawać fachowe publikacje (książki, czasopisma, skrypty) z zakresu lotnictwa dotyczące podstawowych problemów i obejmujące osiągnięcia ostatnich lat. Należy znacznie przyspieszyć cykl wydawniczy publikacji w czasopismach i książkach.

#### **Współdziałanie kół SNT NOT z ogniwami gospodarczymi**

Proponuje się ustalić zasady udzielania odpowiedzi przez instytucje na postulaty i wnioski z porad i konferencji organizowanych przez SNT NOT w oparciu o długofalowe plany ich działalności.

# lotnicze porty świata



## UKRAIŃSKIE PORTY LOTNICZE

Ukraina — nasz pobliski sąsiad będący synonimem bogatych czarnoziemów, zasobów słynnych rud krzywooskich, a także najpopularniejszych kurortów czarnomorskich. Obszar prawie dwukrotnie większy od Polski reprezentuje wyjątkowe walory turystyczne. Zainteresowanie nasze Ukrainą jest tym większe, że intensyfikacja ruchu turystycznego zagranicznego na Ukrainie będzie miała ścisły związek z naszym krajem. Wszystkie, a już prawie wszystkie na pewno drogi prowadzić będą przez Polskę. Jest to fakt nie bez znaczenia z punktu widzenia ekonomicznego.

Jeśli Ukraina — to głównie tysiącletni Kijów, a dla transportu lotniczego węzeł miasta określa się jako powietrzne wrota republiki. Kijów ma bezpośrednie połączenie prawie ze wszystkimi większymi ośrodkami Związku Radzieckiego a także z licznymi stolicami Europy jak: Berlin, Warszawa, Budapeszt, Sofia, Praga, Bukareszt i Wiedeń.

Kijów dysponuje dwoma lotniskami: Żuljany i Borispol. Ten ostatni wyposażony jest w najnowocześniejsze urządzenia techniczne, hotel i zakłady remontowe.

W kraju Rad istnieje jedno potężne przedsiębiorstwo lotnicze „Aeroflot” obsługujące zgodnie z zapotrzebowaniem wszystkie możliwe ośrodki miejskie, świadczące usługi rolnicze, geologiczne, sanitarne itp. Nie utrudnia to Republice Ukraińskiej jak i innym rozwoju we-

wnętrznej sieci połączeń lotniczych. Ukraina ma bardzo gęstą sieć połączeń wewnętrznych i na obszarze Związku Radzieckiego należąca do najlepiej rozwiniętych. Wyznaczane to jest dwoma aspektami: poważnym uprzemysłowieniem i rozwiniętymi regionami turystycznymi.

Najpopularniejszym regionem turystyczno-wypoczynkowym jest Krym. Lotnisko w Symferopolu w okresie letnim robi wrażenie, iż obsługuje przynajmniej milionowe miasto. Docierają tutaj głównie samoloty z Moskwy i Kijowa. W pełni sezonu turystycznego tylko z Moskwy wykonuje się około 30 lotów, podobną ilość z Kijowa.

Do Jalty docierają śmigłowce i lekkie taksówki powietrzne. Wszystkie kraje demokracji ludowej mają bezpośrednie połączenie lotnicze z Kijowem. Połączenia te uruchomiono głównie z myślą obsługi ruchu turystycznego.

Ukraina to nie tylko bogactwo upraw rolnych, gdzie samolot spełnia istotną rolę w opylaniu, zasiewach czy nawet obsłudze transportowej rolnictwa. Ukraina to również rozbudowany przemysł lotniczy. Tutaj powstają największe samoloty — słynny An-22. Tutaj również znajdują się jedne z największych zakładów silników lotniczych w Zaporozżu. Zakład ten istnieje od 1916 r. i należy aktualnie do największych fabryk silników lotniczych.