



**technika
lotnicza
i astronautyczna**

12
1969

1. Na wniosek Zarządu Głównego SIMP odznaczenia państwowe za całokształt działalności społecznej otrzymali:

Krzyż Kawalerski Orderu Odrodzenia Polski — kol. Tadeusz Kostia
Złoty Krzyż Zasługi — kol. Wacław Zaremba.

Dekoracji dokonał minister J. Hryniewicz.

2. Zarząd Główny SIMP przyznał dyplomy uznania członkom Zarządu Sekcji Lotniczej kol. Z. Wineckiemu i kol. S. Orczykowskiemu.

3. Z inicjatywy Zarządu Głównego SIMP odbyły się we wrześniu — z udziałem przedstawicieli naszej sekcji — następujące zebrania:

— w Warszawie zebranie przewodniczących i sekretarzy sekcji naukowo-technicznych zwołane dla omówienia kierunków i form działania oraz współdziałania sekcji z przedstawicielami prezydium Zarządu Głównego SIMP,

— w Częstochowie plenarne posiedzenie Zarządu Głównego SIMP poświęcone omówieniu spraw bieżących. Zebrani zostali poinformowani o działalności Stowarzyszenia i prezydium ZG SIMP w pierwszym półroczu 1969 r. oraz o przebiegu realizacji uchwał II Plenum KC PZPR. Ponadto przedyskutowano problematykę sekcji naukowo-technicznych i sprawy związane z nową formą współpracy między oddziałami NOT i SIMP w oparciu o zawarte w tym zakresie umowy.

4. Ministerstwo Finansów przypomniało

ostatnio stowarzyszeniom NOT-owskim o obowiązujących przepisach w zakresie ponoszenia opłat przez przedsiębiorstwa państwowe za uczestnictwo ich pracowników w konferencjach organizowanych przez NOT lub stowarzyszenia naukowo-techniczne.

Na mocy Uchwały Rady Ministrów nr 239/64 oraz wydanym na jej podstawie zarządzeniu Ministra Finansów z dn. 12.VII.1965 r., przedsiębiorstwa mogą pokrywać koszt udziału swych pracowników w konferencji, jeżeli celowość tej imprezy stwierdzi resortowy minister, względnie — z jego upoważnienia — dyrektor departamentu lub podległe zjednoczenie.

5. Zapadła decyzja poszerzenia tematyki konferencji naukowo-technicznej pt. „Rola lotnictwa w gospodarce narodowej”, która odbędzie się w Mielcu na przełomie II i III kwartału 1970 r., o zagadnienia szkolenia kadr. Zostało wstępnie ustalone, że konferencja miełcka obejmie następujące zagadnienia:

— możliwości wykorzystania lotnictwa do zwiększenia tempa wzrostu efektywności rolnictwa,

— oddziaływanie przemysłu lotniczego na postęp techniczny w przemyśle maszynowym, ciężkim i chemicznym,

— możliwości wpływu przemysłu lotniczego na strukturę eksportu,

— możliwości rozwiązania niektórych problemów komunikacyjnych za pomocą lotnictwa,

— rola i możliwości lotnictwa ratowniczego,

— rola wychowawcza sportu lotniczego,

— kształcenie kadr dla lotnictwa.

Umiejętność montażu stacji orbitalnych pozwoli w przyszłości na realizację wielkich żalozowych wypraw na Księżyc oraz na bliższe planety. Statki do wypraw będą się montować jako sztuczne satelity Ziemi z elementom oddzielnie wysyłanych w przestrzeń, a następnie dostarczając się będzie do nich składniki mieszanki paliwowej i załogę, po czym statki będą odlatywać ku celowi podróży. Kolejnym krokiem do realizacji tego zadania był bliskoziemski lot orbitalny trzech radzieckich statków kosmicznych: „Sojuz” 6, 7 i 8, w którym wzięto udział 7 astronautów radzieckich. W artykule „Kolejny krok ku stacjom orbitalnym” przypomniane będą te radzieckie eksperymenty kosmiczne, które można uważać za składowe elementy programu mającego na celu budowę stacji orbitalnej, a następnie opisany będzie grupowy lot statków kosmicznych „Sojuz” 6, 7 i 8. W następnym artykule „Statek księżycowy LM” przedstawione będzie porównanie trzech metod, za pomocą których możliwe jest zrealizowanie wyprawy ludzi na Księżyc i wyjaśnione motywy, które skłoniły Amerykanów do wyboru lotu dwuetapowego ze spotkaniem na orbicie wokółksiężycowej, z podkreśleniem znaczenia roli statku LM w tym wariancie. W dalszym ciągu artykułu podany będzie krótki zarys rozwoju statku LM i opisana konstrukcja obu członów statku — członu hamującego i członu startującego — oraz silnika hamującego, silnika startowego i silników sterujących. W drugiej części artykułu będą opisane urządzenia do utrzymywania życia astronautów, urządzenia nawigacyjne i kontrolne oraz urządzenia łącznościowe statku LM.

Kolejny artykuł przedstawia cele i tematykę obrad i sympozjum Eksploatacji Urządzeń Technicznych, omawia referaty dotyczące problemów eksploatacji sprzętu lotniczego i przytacza wnioski, jakie sformułowano na zakończenie sympozjum.

Prócz określenia możliwości polskiej komunikacji lotniczej na światowym rynku przewozów pasażerskich dalekiego zasięgu na ile sytuacji w światowym transporcie lotniczym zawiera artykuł „Sytuacja Polski na rynku lotniczych przewozów pasażerskich dalekiego zasięgu”. Artykuł opracowany jest w oparciu o referat przygotowany na konferencję naukowo-techniczną „Lotnictwo komunikacyjne dalekiego zasięgu”, która odbyła się 2-3.X.1969 r.

Rozwój współczesnego lotnictwa komunikacyjnego (eksploatacja coraz większych samolotów, rozbudowa lotnisk oraz wzrost ruchu lotniczego) zmusza służbę transportu naziemnego do zmechanizowania wielu prac, budowy nowych typów urządzeń samodzielných i opowiezionej organizacji pracy transportu naziemnego na lotnisku. Spełnienie tych warunków jest niezbędne do szybszej obsługi samolotów w celu skrócenia ich przestoju w portach. W artykule „Transport naziemny w lotnictwie komunikacyjnym” omówione będą trzy zasadnicze grupy transportu naziemnego: transport osobowo-towarowy, transport wewnętrzny i transport specjalny.

W artykule „Prędkość propagacji pęknięć zmęczeniowych w konstrukcji płatowca” omówione będą metody oceny trwałości zmęczeniowej konstrukcji płatowca i uzasadnione znaczenie zmniejszenia prędkości propagacji pęknięcia zmęczeniowego konstrukcji ocenianej metodą dozowanej trwałości zmęczeniowej. Podane będą wyniki prób zastosowania zgniotu plastycznego do zmniejszenia prędkości propagacji przy stałych amplitudach obciążen. Wyniki obliczeń przeprowadzonych podaną metodą dla konstrukcji ze zmniejszoną zgniotem prędkością propagacji wykazują możliwość znacznego przedłużenia czasu eksploatacji konstrukcji z istniejącym pęknięciem.

Artykuł „Wpływ balastu wodnego na obciążenia szybowca” zawiera propozycję ujednolicenia prędkości charakterystycznych szybowca dla lotu z balastem wodnym i bez balastu przy jednoczesnym zwiększeniu współczynnika bezpieczeństwa konstrukcji. Propozycja ta jest wynikiem dokładnej analizy wpływu balastu na obciążenia skrzydła, usterzeń i kadłuba. W artykule przytoczone będzie zestawienie obciążen szybowca „Cobra” 17 — projektowanego na Szybowcowe Ministerstwa Świata w USA — bez balastu wodnego i z balastem wodnym.

KRONIKA

▲ W 29 rocznicę załamania się ataków Luftwaffe na Wyspy Brytyjskie odbyła się w Londynie prapremiera filmu „Bitwa o Anglię”. Film kończy się zestawieniem liczby pilotów myśliwskich, którzy brali udział w Bitwie o Anglię. W tym zestawieniu figurują wymowne dane dotyczące udziału Polaków. Polacy mieli na swym koncie nieproporcjonalnie dużo, bo aż 1/3 zestrzelonych samolotów niemieckich.

W grupie honorowych gości, którzy obejrzeli film przed jego wejściem na ekran, byli polscy uczestnicy bitwy, pułkownicy - piloci: W. Łokuciewicz — attaché wojskowy, lotniczy i morski ambasady PRL w Londynie, J. Skalski i S. Witończyk oraz członkowie Stowarzyszenia Lotników Polskich w Wielkiej Brytanii.

▲ Wśród licznych wspomnień lotniczych publikowanych z okazji 30-letniej rocznicy tragicznego Września o wyjątkowym bohaterstwie pisze w swej książce W. Zachkiewicz.

1 września 1939 r. ppłk L. Pamuła, zastępca dowódcy Brygady Pościgowej walczącej w obronie Warszawy zaatakował samotnie formację niemieckich bombowców zestrzelując Heinkla 111 i Junkersa 87. W walce z bombowcami wyczerpał amunicję i został zaatakowany przez Messerschmitta 109. Ostatnią serią uszkodził samolot jednego z przeciwników, a następnie drugiego zniszczył uderzając taranem.

▲ Zarząd Główny APRL podjął uchwałę w sprawie przyznania osobom i instytucjom zasłużonym dla działalności i rozwoju lotnictwa sportowego medalu 50 LAT POLSKIEGO LOTNICTWA SPORTOWEGO.

Między innymi to honorowe wyróżnienie otrzymali:

T. Gajda z Aeroklubu Bielsko-Biała,
T. Pakuła z Aeroklubu Mieleckiego,
Z. Cyliński i S. Gajewski z Aeroklubu Robotniczego w Świdniku,
F. Borodziak z Aeroklubu Warszawskiego.

▲ Prezes Aeroklubu PRL S. Antosiewicz zgłosił rezygnację z pełnionej funkcji. Zarząd Główny APRL przyjmując rezygnację wyraził podziękowanie prezesowi za długoletnią i owocną pracę dla lotnictwa sportowego i nadał mu medal 50-lecia Polskiego Lotnictwa Sportowego. Do cza-

su zwołania Krajowego Zjazdu APRL pełnienie obowiązków prezesa powierzono wiceprezesowi J. Antoniszczakowi.

▲ Z okazji 50-lecia Służby Hydrologicznej i Meteorologicznej w Polsce dyrekcja PIHM przyznała redakcji „Skrzydlatej Polski” pamiątkowy medal za zasługi położone dla rozwoju Instytutu. Dyrektor PIHM prof. dr W. Parczewski wręczył osobiście odznaczenie redaktorów naczelnych „Skrzydlatej Polski” Jerzemu R. Koniecznemu. Kolegium TLiA składa bratniemu czasopismu serdeczne powinszowania.

▲ Kol. Władysław Okarmus z SZD w Bielsku-Białej otrzymał nagrodę indywidualną I stopnia Naczelnej Organizacji Technicznej za konstrukcję szybowca „Foka” 5. Serdecznie winszujemy wyróżnienia.

▲ Lotnicze Pogotowie Ratunkowe w przyszłym roku obchodzić będzie 15-lecie swego istnienia. Warto przypomnieć, że na terenie kraju istnieje 15 wojewódzkich stacji lotniczych, które oprócz przewozu osób ciężko chorych zajmują się również transportem krwi, medykamentów i aparatury medycznej. W ciągu dotychczasowej działalności samoloty sanitarne przewiozły do szpitali ponad 100 tys. chorych w przypadkach nie cierpiących zwłoki.

▲ Departament Profilaktyki i Lecznictwa Ministerstwa Zdrowia i Opieki Społecznej prowadzi akcję unowocześniania i rozszerzania działalności lotnictwa sanitarnego. Ma ono otrzymać więcej śmigłowców oraz specjalne wyposażenie do reanimacji chorych. Przy większych szpitalach będą urządzone lądowiska dla śmigłowców, tak aby chorzy i ranni mogli być tam dostarczani bez pośrednictwa karet samochodowych.

▲ Na lotnisku we Wrocławiu otwarto oficjalnie nowy pawilon wrocławskiego dworca lotniczego, który wybudowano dzięki poparciu Prezydium WRN kosztem 6 milionów zł. Na konferencji prasowej z tej okazji poinformowano, że w najbliższym czasie zostanie rozpisany ogólnopolski konkurs na projekt nowego międzynarodowego dworca lotniczego we Wrocławiu, którego budowa ma się rozpocząć w przyszłej pięcioletniej.

technika lotnicza
i astronautyczna

MIESIĘCZNIK
SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XXIV

Grudzień

Zeszyt 12

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

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

SPIS TREŚCI

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



WYDAWNICTWA
CZASOPISM
TECHNICZNYCH NOT
Warszawa
Czackiego 3/5

Redaktor naczelny:
mgr inż. Stefan Sulikowski

Sekretarz redakcji:
M. Klara Szurmak

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

Rada Programowa:

Prof. mgr inż. L. Dulęba, mgr inż. J. Grzegorzewski, mgr inż. H. Krajewski, mgr inż. A. Lewkiewicz, inż. R. Machnowski, mgr inż. W. Pietrzak, mgr inż. B. Trala, mgr inż. J. Wojciechowski

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

Wrocławska Drukarnia Dziełowa. Zam. 3263/C — J-11/12
Nakład 1500 egz. Papier druk. sat. Kl. IV, 70 g, 61 × 86.
Cena pojedynczego egz. z1 12.— Prenumerata roczna z1 144.—

Исследование планеты Марс при помощи космических ракет

В статье дается обзор проведенных исследований планеты Марс при помощи космических ракет. Дается более подробное описание проведенных исследований при помощи космических зонд „Маринер“ 6 и 7. Описан кратко также проект безэкипажного корабля „Викинг“, который предусмотрен для мягкой посадки на планете Марс. Рассматриваются также возможности полета космического корабля с экипажем на эту планету. Кроме того дается основные данные, касающиеся планеты Марс.

Главные проблемы польской авиационной промышленности

В статье проведен анализ потребностей польской авиации в области вертолетов, самолетов местного транспорта, сельскохозяйственных, учебно-тренировочных, многоцелевых и учебных а также планеров и анализ возможностей разработки этих типов авиационной техники польской авиационной промышленностью. Кроме того рассмотрены направления развития мировой авиации и указана необходимость разработки многоцелевого плана для польской авиационной промышленности.

Некоторые проблемы работы турбинных насосных агрегатов ракетных двигателей

Работа турбинных насосных агрегатов ракетных двигателей влияет на явление неустойчивости горения в камере сгорания двигателя. Изменение мощности приводной турбины насоса вызвано изменением давления окружающей среды, что связано с изменением высоты полета (в случае полета в атмосфере), может вызвать пульсацию давления в камере сгорания.

В статье аналитически доказано, что в случае сверх критического отношения полного давления на выходе из турбины к давлению окружающей среды, последнее не влияет на развиваемую мощность турбины. В связи с этим при проектировании турбины для привода насосов ракетных двигателей следует обеспечить сверхкритическое либо критическое отношение давлений на выходе из турбины при всех условиях полета.

Распределение обязанностей экипажа самолета во время подхода на посадку при плохих метеорологических условиях

Во время подхода на посадку при плохих метеорологических условиях одновременное наблюдение капитаном корабля показаний бортовых приборов и полосы подхода весьма затруднено. В связи с тем авиакомпания ВГА „Air France“ применила распределение обязанностей экипажа во время подхода на посадку при плохой видимости. Второй летчик управляет самолетом по приборам, а капитан корабля принимает управление когда уже видит землю и аэродром.

Результаты испытаний противозумовых наушников предназначенных для летчиков пассажирских самолетов

В статье описывается конструкция противозумовых наушников, показаны разные типы наушников прошедших испытания и приводятся результаты этих испытаний. Во время испытаний проводились замеры эффективности гашения вредных шумов наушниками, а также влияние наушников на разборчивость разных звуковых сигналов и понимание речи. В результате этих испытаний дается указания, касающиеся изменений, которые должны быть введены в конструкцию наушников польского производства, так чтобы наушники надежно охраняли от шума летчиков самолета Ан-24.



technika lotnicza i astronautyczna

MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH

Dr inż. ANDRZEJ MARKS

523.43:629.19

BADANIA MARSZA ZA POMOCĄ SOND KOSMICZNYCH

Dokonano przeglądu badań Marsa przeprowadzonych przy użyciu sond kosmicznych, omawiając bardziej szczegółowo badania dokonane przez sondy „Mariner” 6 i 7. Wspomniano również o projekcie bezzatłogowego pojazdu „Viking”, który wylądować ma na planecie, i o możliwościach lotu ludzi na Marsa. Podano poza tym podstawowe wiadomości na temat tej planety.

Czwarta, licząc od Słońca, planeta Mars od dawna intrygowała badaczy. Jeszcze pod koniec ubiegłego stulecia niektórzy uczeni zupełnie poważnie rozważali możliwość istnienia na Marsie istot inteligentnych, a choć późniejsze badania wykazały, że nie jest to możliwe ze względu na surowość warunków fizycznych, a zwłaszcza rozrzedzenie atmosfery (której ciśnienie przy powierzchni planety oceniano na $\frac{1}{20}$ ciśnienia atmosfery ziemskiej), to jednak nadal powszechnie uważano, że na Marsie może istnieć przynajmniej roślinność, a już samo to w pełni usprawiedliwiałoby żywe zainteresowanie tą planetą.

Rzecz ciekawa, że Mars, jak żadne inne ciało kosmiczne, wzbudzał zainteresowanie także wśród niefachowców. Któż bowiem nie słyszał o kanałach na Marsie, odkrytych w 1877 r. przez włoskiego astronoma Schiaparelliego. Odkrycie to, jak żadne inne chyba, wywołało ożywione spory, które znalazły swe odbicie także w prasowych enuncjacjach dziennikarskich. Było to zagadnienie tak bardzo przemawiające do wyobraźni, że jeszcze i dziś temat ten ciągle powraca na łamy prasy, choć sprawa kanałów Marsa w tej postaci w jakiej widzieli je Schiaparelli i Lowell, to znaczy w postaci siatki prostych linii, jest już od 1909 r. definitywnie wyjaśniona przez wybitnego areologa (badacza Marsa) Antoniadiego, który w oparciu o wieloletnie obserwacje Marsa w jednoznaczny sposób wykazał, że siatki takich kanałów nie ma. Zresztą siatki kanałów rysowane przez Schiaparelliego i Lowella nie zgadzały się ze zwykłymi prawami perspektywy — Mars jest kulą, i to obracającą się, toteż kanały po prostu nie mogły być zawsze widoczne jako linie proste.

Żywe zainteresowanie Marsem spowodowało stosunkowo dobre zbadanie go w oparciu o teleskopowe obserwacje z Ziemi, w związku z czym zasób wiedzy o Marsie, jakim dysponowano w przedaeronastronautycznym okresie badań, był wcale niemały i dość dokładny.

Niestety jednak z natury rzeczy był on ograniczony

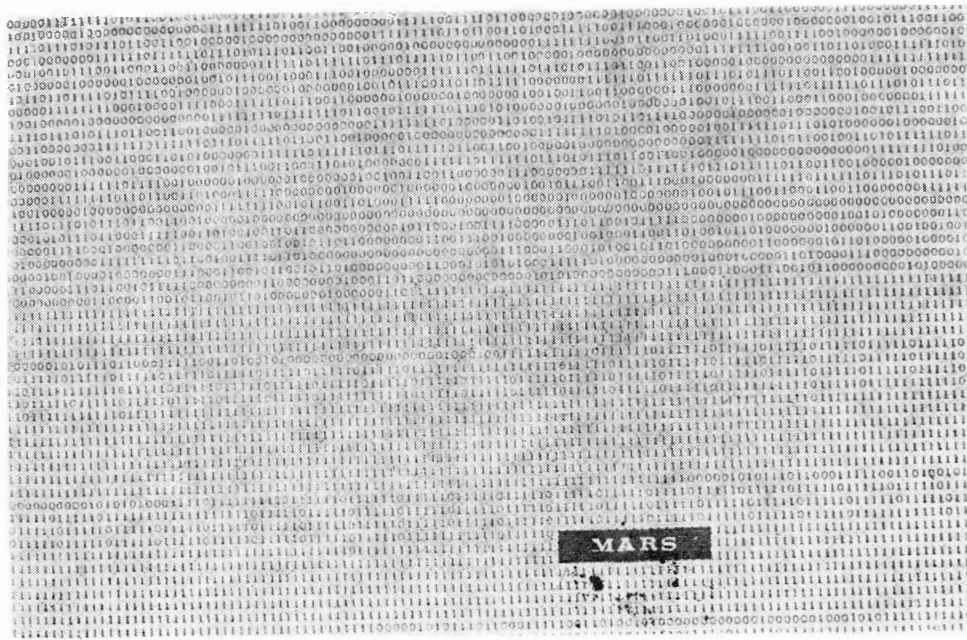
dlatego, że Mars nigdy nie zbliża się do Ziemi bardziej niż na odległość rzędu 55 mln km, a tak duże zbliżenia występują rzadko, bo co 15—17 lat i trwają krótko (w czasie wielkich opozycji planety). Z tej odległości nie można przy tym dojrzeć przez teleskopy na Marsie obiektów mniejszych niż o wymiarach rzędu 50 km, a badania warunków fizycznych na planecie są niezwykle trudne. Jeszcze trudniej jest badać atmosferę Marsa, gdyż przeszkadza w tym o wiele gęstsza atmosfera Ziemi, przez którą musi przeniknąć światło Marsa, zanim dostanie się do obiektywu teleskopu.

Dlatego taką rewelacją było pojawienie się astronautyki. Dała ona bowiem możliwość wysyłania przyrządów badawczych w bezpośrednie sąsiedztwo najbliższych względem Ziemi ciał kosmicznych (a nawet na ich powierzchni).

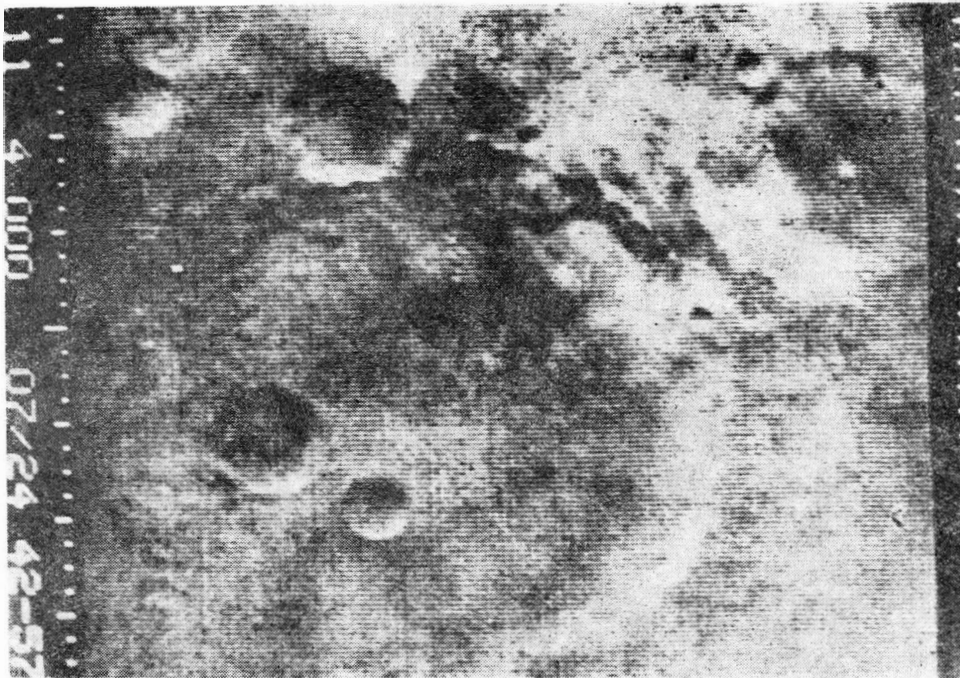
Jak wiadomo, pierwszą planetą, ku której wysłany został międzyplanetarny pojazd kosmiczny, stała się Wenus — znacznie mniej zbadana niż Mars. Był to radziecki pojazd „Wenus”1, którego start nastąpił 12 lutego 1961 r. Niestety jednak rychło utracono z nim łączność radiową.

W kierunku Marsa pierwszy pojazd kosmiczny wysłany został 1 listopada 1962 r. Była to radziecka sonda kosmiczna „Mars”1. Miała ona masę około 900 kg i kształt walca o średnicy 1,1 m i długości 3,3 m. Sonda była obficie wyposażona w przyrządy naukowe dwóch rodzajów — pierwszy służący do badania zjawisk w przestrzeni międzyplanetarnej i drugi służący do badania Marsa.

Przyrządy do badania planety składały się z optycznej kamery obserwacyjnej, która miała przekazać na Ziemię obrazy powierzchni planety i spektrometrów przeznaczonych do badania atmosfery Marsa, a także mogących wykryć ewentualne ślady obecności w atmosferze substancji organicznych.



Powyższy zbiór zer i jedynek przedstawia w formie zakodowanej fragment pierwszego w świecie wykonanego z bliska zdjęcia Marsa. Zostało ono przekazane na Ziemi 14 lipca 1965 r. przez sondę „Mariner” 4 za pomocą sygnałów radiowych, które musiały przebyć drogę ponad 215 000 000 km. Sygnały zostały zarejestrowane na taśmie magnetycznej i następnie przekształcone przez maszynę matematyczną w zakodowaną sekwencję zer i jedynek określających poziom jasności poszczególnych punktów obrazu (każda fotografia zawiera 40 000 takich punktów). Dane opracowane przez maszynę matematyczną zostały doprowadzone do przetwornika, który za pomocą strumienia świetlnego — zmieniającego swą jasność zgodnie z informacjami zakodowanymi w systemie zer i jedynek — przekształcił je w obraz na 35-mm filmie. Wynik tego trzyetapowego procesu — od sygnałów radiowych przez język maszyny matematycznej do fotografii — przedstawiono poniżej



Zdjęcie zostało wykonane z odległości 12 480 km od powierzchni Marsa. Przedstawia ono obszar pokryty prawdopodobnie przez zestalone dwutlenek węgla. Największy widoczny na nim krater ma ok. 120 km średnicy. Wszystko wskazuje na to, że kratery te powstały wskutek uderzeń meteoroidów, nie zaś wskutek działalności wulkanicznej. Kierunek północny jest w górnej części fotografii. Sfotografowany obszar nosi nazwę Atlantis i znajduje się między Mare Sirenum a Mare Cimmerium

Niestety jednak po prawie pięciomiesięcznym locie sondy, a więc po przebyciu przeszło połowy drogi, uległ uszkodzeniu układ stabilizujący położenie przestrzenne pojazdu, wskutek czego utracono z nim łączność radiową, gdyż jego kierunkowa antena radiowa odchyliła się od kierunku ku Ziemi.

Niemniej jednak do tego czasu uzyskano z sondy wiele cennych danych naukowych dzięki zespołowi przyrządów służących do badań zjawisk w przestrzeni międzyplanetarnej, który składał się z liczników scyntylacyjnych badających promieniowanie korpuskularne, magnetometru, czujników rejestrujących uderzenia mikrometeoroidów i radioteleskopu odbierającego fale o długości od 150 do 1500 m. Uzyskane dane były przekazywane ku Ziemi za pomocą trzech nadajników radiowych wysyłających fale o długości 5 cm, 8 cm, 32 cm i 1,6 m.

Pisząc o badaniach innych planet za pomocą sond kosmicznych wyjaśnić należy, że są to jedne z najtrudniejszych przedsięwzięć astronautycznych, jakie w ogóle są podejmowane, gdyż czas lotu sondy w sąsiedztwo Wenus równy jest około pięciu miesiącom, a Marsa — nawet ośmiu miesiącom. W tej sytuacji niewątpliwie ważną staje się sprawa zapewnienia tak długotrwałego niezawodnego działania niezwykle skomplikowanego, a zarazem delikatnego, gdyż zminiaturyzowanego urządzenia. Stopień komplikacji konstrukcji jest tu wyjątkowo wielki dlatego, że sonda kosmiczna musi być zdolna do wykonania niezwykle złożonych czynności nie tylko badawczych, ale i nawigacyjnych. Nader trudny jest też problem łączności radiowej, gdyż w grę wchodzi odległości dziesiątków milionów kilometrów. Chodzi przy tym nie tylko o uzyskiwanie danych z sond, ale też o przesyłanie ku nim różnych poleceń z Ziemi.

Niezmiernie trudne są też aspekty nawigacyjne takiego przedsięwzięcia. Wszakże bowiem lecąc po torze eliptycznym pojazd przed osiągnięciem celu podróży przebywa odległość setek milionów kilometrów. Nie można się więc obyć bez wykonania w czasie lotu niewielkich korektur kierunku i prędkości ruchu, a to zmusza do instalowania korekcyjnych silników rakietowych i, co nie mniej ważne, systemów umożliwiających dowolne stabilizowanie położenia pojazdu kosmicznego. Działanie silników korekcyjnych i systemu stabilizującego musi przy tym dawać się regulować z Ziemi z dużą dokładnością.

Już samo to wyliczenie wymagań, jakie muszą spełniać międzyplanetarne sondy kosmiczne, wymownie wykazuje, jak niezwykle skomplikowana musi być ich konstrukcja.

Następną próbę wysłania sondy kosmicznej ku planecie Mars podjęli uczeni amerykańscy 5 listopada 1964 r. Był to pojazd „Mariner”3. W dobie po jego starcie z Ziemi utracono jednak z nim łączność radiową, toteż eksperyment się nie powiódł. Na szczęście jednak przygotowany był do lotu następny tego typu pojazd, a mianowicie „Mariner”4, toteż możliwe stało się wystanie go 29 listopada 1964 r. Wyjaśnić tu bowiem należy, iż na obecnym etapie astronautyki pojazdy kosmiczne można wysyłać ku innym planetom tylko przy określonym wzajemnym usytuowaniu Ziemi i planety docelowej. W przypadku Ziemi i Marsa takie dogodnie usytuowanie planet następuje dość rzadko, gdyż przeciętnie co 779 dób ziemskich. Okres dogodnego usytuowania planet trwa przy tym tylko kilka tygodni.

„Mariner”4 miał kształt ośmiokątnego graniastosłupa — o przekątnej podstawy 1,25 m — z którego wystawały na odległość 3,3 m cztery płyty z fotoogniwami słonecznymi wytwarzającymi prąd elektryczny. Pojazd miał masę 259 kg.

14 lipca 1965 r. „Mariner”4 przeleciał w odległości 8700 km od powierzchni Marsa i wówczas wykonane zostały 22 obrazy powierzchni planety. Obrazy te powstawały na fotokatodzie odpowiedniej lampy elektronowej, a następnie rozkładane były na punkty i rejestrowane na taśmie magnetycznej przez urządzenia znajdujące się w pojeździe kosmicznym. Rejestrowano przy tym intensywność jasności każdego punktu w skali zawierającej 64 stopnie jasności, od całkowitej bieli do całkowitej czerni. Z kolei każdy z tych zapisów przesyłany był falami radiowymi na Ziemię, przy czym przesłanie jednego obrazu trwało przeszło 8 godzin.

Przesłany w ten sposób na Ziemię materiał obserwacyjny ujawnił rzecz nieoczekiwaną i rewelacyjną. Okazało się mianowicie, że powierzchnia Marsa jest pokryta kraterami podobnymi do tych, jakie istnieją na Księżycu. Co prawda, mają one rzeźbę nie tak wyrazistą jak krater księżycowe, ale odpowiedzialnością za to obarczyć oczywiście należy atmosferę Marsa, która choć rozrzedzona wywiera jednak na powierzchnię planety działanie erodujące. Początkowo co prawda uważano, że powierzchniowa gęstość kraterów marsowych jest mniejsza niż księżycowych, ale po dokładniejszej analizie uzyskanych obrazów stwierdzono, że jest ona tego samego rzędu. (Na obrazach przekazanych z „Marinera”4 dały się rozróżnić krater o wymiarach większych niż 3 km).

Dzięki temu odkryciu można wysunąć uogólniający wniosek, że krater są zjawiskiem pospolitym na po-

wierzchni ciał kosmicznych pozbawionych atmosfer lub mających rzadkie atmosfery. Można przy tym wyrazić mniemanie, że są to ślady po uderzeniach wielkich meteoroidów, które w początkowym okresie istnienia Układu Planetarnego gęściej niż obecnie wypełniały przestrzeń międzyplanetarną. Na ciałach pozbawionych atmosfer lub mających atmosfery rozrzedzone meteoroidy te mogły bez przeszkód wybijać krater, przy czym wobec znacznie słabszej niż na Ziemi erozji krater te przetrwały aż do chwili obecnej. Co więcej, uważa się obecnie, iż nawet Ziemia w początkowym okresie swego istnienia pokryta była takimi kraterami (gdyż opór ziemskiej atmosfery w stosunku do dużych meteoroidów jest niewystarczający). Krater te na Ziemi nie przetrwały jednak ze względu na nader silną erozję i fakt, że 70% powierzchni Ziemi stanowią oceany i morza. Na Ziemi odnajduje się więc tylko stosunkowo nieliczne, później utworzone krater meteoroidowe, a także nieliczne krater „kopalne” (astroblemy) niemal całkowicie zerodowane.

Lot „Marinera”4 rzucił więc istotne światło nie tylko na temat ukształtowania powierzchni samego Marsa, ale pozwolił na wyciągnięcie wniosków ogólniejszych.

Na marginesie można wspomnieć, iż obrazy przekazane z „Marinera”4 wykazały tylko nikle ślady obecności obiektów o postaci liniowej, przy czym obiekty te nie mają nic wspólnego z domniemanymi kanałami, tak więc sprawa kanałów na Marsie została ostatecznie rozstrzygnięta.

Dodać tu należy, że „Mariner”4 nie wykrył najmniejszych nawet śladów obecności życia na Marsie.

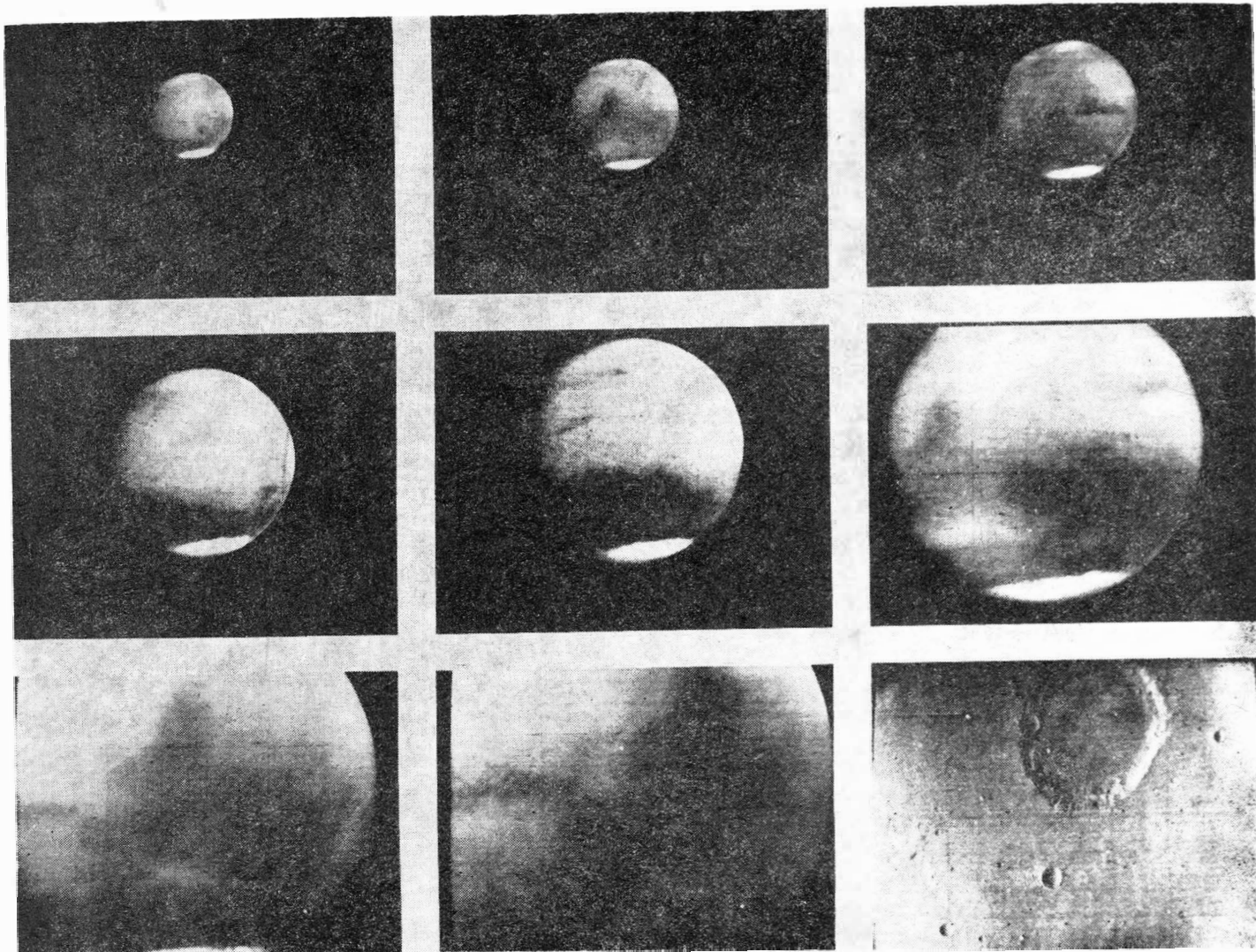
Oprócz przesłania obrazów „Mariner”4 przesłał także dane na temat pola magnetycznego Marsa (wykazując jego brak) i dane dotyczące atmosfery planety. Z analizy badań atmosfery wynika, że ma ona około 10 razy mniejsze ciśnienie niż wcześniej mniemano, czyli równe zaledwie $\frac{1}{200}$ ciśnienia ziemskiej atmosfery, co też jest nader istotnym odkryciem.

Niedawno ku Marsowi wystrzelone zostały jeszcze dwie amerykańskie sondy kosmiczne — „Mariner”6 w dniu 24 lutego 1969 r. i „Mariner”7 w dniu 27 marca — o znacznie ulepszonej konstrukcji, przy czym skierowane one zostały w ten sposób, aby przelecieć w znacznie mniejszej odległości od Marsa niż „Mariner”4.

Miały one masy po 369 kg, z czego 59 kg przypadało na przyrządy naukowe („Mariner”4 odpowiednio 259 kg i 23 kg), ich fotoogniwa wytwarzały prąd elektryczny o mocy 380 W („Marinera”4 — 194 W), obfitsze też było wyposażenie elektroniczne złożone z 98 764 części przeliczeniowych (u „Marinera”4 — z 39 220) — choć dzięki zastosowaniu obwodów scalonych (których w „Marinerze”4 w ogóle nie było) wyposażenie „Marinerów” 6 i 7 było prostsze i bardziej niezawodne.

Wyposażenie naukowe obu sond było tego samego rodzaju i umożliwiło przeprowadzenie następujących badań i przesłanie ich wyników na Ziemię:

● **Fotografowanie powierzchni planety.** Służyły do tego 2 kamery obserwacyjne — pierwsza szerokokątna o polu widzenia $14^\circ \times 11^\circ$, wyposażona w filtry optyczne niebieski, zielony i czerwony (w kamerze tej rozkładano obraz na 945×704 elementów), druga kamera wąskokątna miała pole widzenia tylko $1,4^\circ \times 1,1^\circ$ i filtr ultrafioletowy.



Zdjęcia wykonane przez „Marinera” 6 w czasie zbliżania się do Marsa w dniach 29–31 lipca 1969 r. Na pierwszej klatce Mars jest widziany z odległości 1 241 350 km. Ostatnie zdjęcie zostało wykonane z odległości 3700 km. Widać na nim krater o średnicy 38 km. Na powyższych zdjęciach północ będzie na górze klatek, gdy każda z nich zostanie obrócona o 12° zgodnie z ruchem wskazówek zegara. Jasna plama na biegunie południowym planety jest to zestalony dwutlenek węgla

● **Pomiary temperatury powierzchni za pomocą dwóch detektorów termoelektrycznych — bimetalicznych, odbierających promieniowanie podczerwone w zakresie długości fali $8\div 12\ \mu\text{m}$ i $18\div 25\ \mu\text{m}$.**

● **Wykonywanie spektrogramów w podczerwonej części widma za pomocą dwóch detektorów promieniowania podczerwonego w zakresie długości fali od 1,9 do $14,3\ \mu\text{m}$. Przyrządy te służyły przede wszystkim do badania składu atmosfery.**

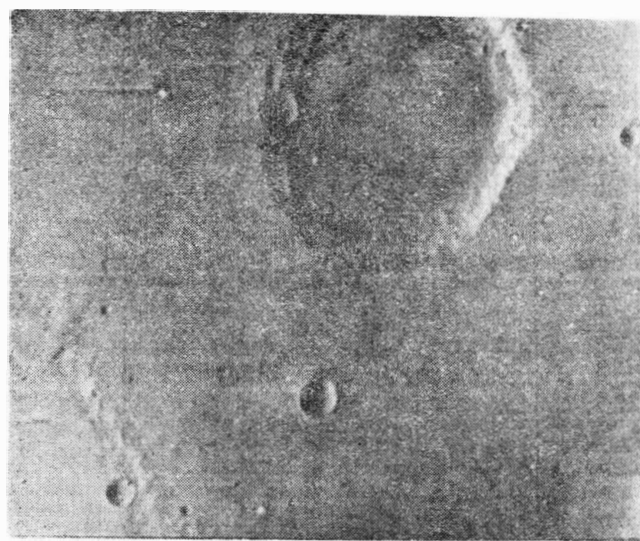
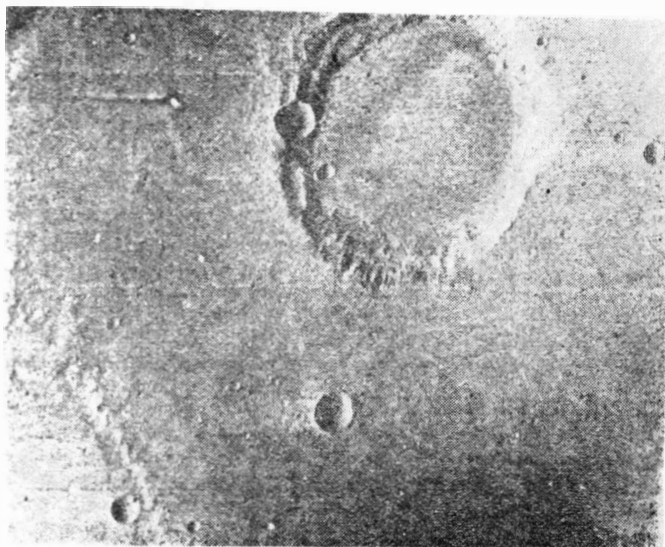
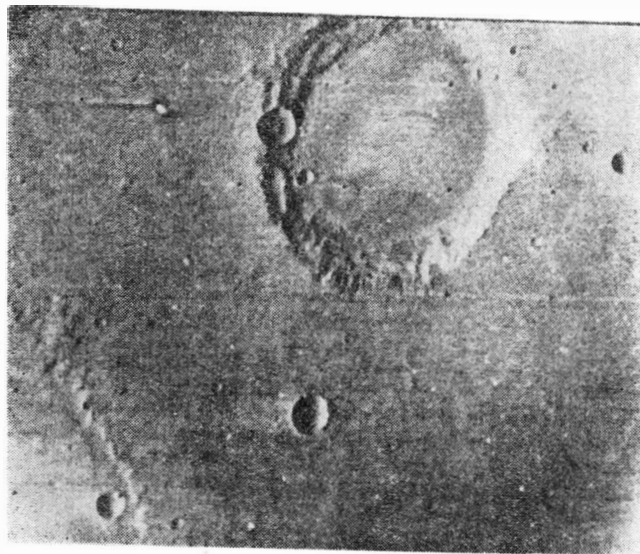
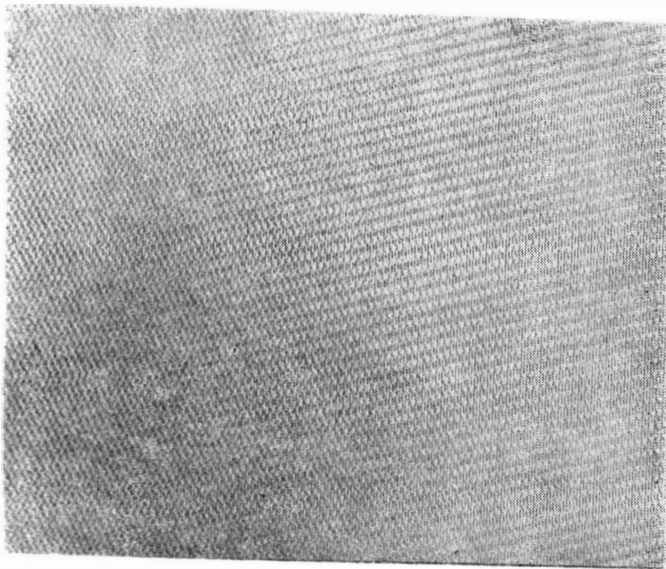
● **Wykonywanie spektrogramów w nadfioletowej części widma. Służyły do tego dwa detektory promieniowania nadfioletowego w zakresie długości fali $0,11\div 0,14\ \mu\text{m}$. Celem eksperymentu również było uzyskanie danych o składzie atmosfery.**

● **Radiowe prześwietlanie atmosfery w celu uzyskania danych o jej ciśnieniu, gęstości, koncentracji elektronów w jonosferze, a także w celu pomiaru średnicy planety. W ramach tego eksperymentu odbierano wysyłane przez sondy fale radiowe na pasmie 13 cm, w czasie gdy sondy wlatywały dla ziemskich obserwatorów za planetę i wylatywały spoza niej, w związku z czym wysyłane z nich fale radiowe przenikały przez atmosferę Marsa.**

● **Określenie masy Marsa na podstawie pomiaru parametrów orbity (metodami radiowymi).**

„Mariner”6 rozpoczął fotografowanie Marsa 29 lipca o godzinie 5 minut 15 czasu warszawskiego z odległości 1232 tys. km. Ogółem uzyskano 33 obrazy, z których ostatni z odległości 724 tys. km od Marsa. Następnie rozpoczęło się przesyłanie obrazów na Ziemię, co zajęło 3 godziny. Następną serią — 17 obrazów — została uzyskana 31 lipca, gdy sonda przelatywała w najmniejszej odległości od planety (największe zbliżenie było równe 3436 km). Dzięki temu stało się możliwe rozróżnienie na tych obrazach obiektów o wymiarach 0,3 km. Obrazy te objęły równikowy rejon planety.

Gdy „Mariner”6 oddalał się już od Marsa, do planety zbliżał się „Mariner”7. Pierwsze dwa obrazy przekazał on 1 sierpnia wieczorem z dużej jeszcze odległości od celu. Następne obrazy pojazd zaczął przekazywać w nocy z 4 na 5 sierpnia z odległości malejącej od 128 000 do 3200 km, co stanowiło minimalne oddalenie pojazdu od Marsa. „Mariner”7 wykonał wtedy 31 obrazów ukazujących rejon południowego bieguna Marsa. Obrazy te po raz pierwszy przy tym nie tylko były rejestrowane na taśmie magnetycznej, ale także od razu przesyłane na Ziemię i odbierane za pomocą specjalnego urządzenia telewizyjnego. Choć jakość uzyskanych w ten sposób obrazów nie była specjalnie dobra, to jednak był to oczywiście nader ciekawy eksperyment z dziedziny techniki telewizyjnej. (Bardzo dobrą jakość miały te



Fotografie pokazują kolejne etapy „obróbki” obrazów telewizyjnych Marsa — przesłanych na Ziemię przez „Marinera”6 — za pomocą maszyn matematycznych. Na pierwszym zdjęciu widać wzór, jaki powstaje przy „wyłapywaniu” przez system elektroniczny kamery poszczególnych punktów obrazu. Analiza za pomocą maszyn matematycznych ujawnia pierwsze szczegóły obrazu. Dalsza analiza każdego z 658 240 punktów pozwala odróżnić na fotografii poszczególne żłobienia w stokach krateru i nierówności otaczającego go terenu. Końcowa „obróbka” na maszynach matematycznych daje obraz pokazany w prawym dolnym rogu

same obrazy odtworzone 6 sierpnia z taśmy magnetycznej pojazdu).

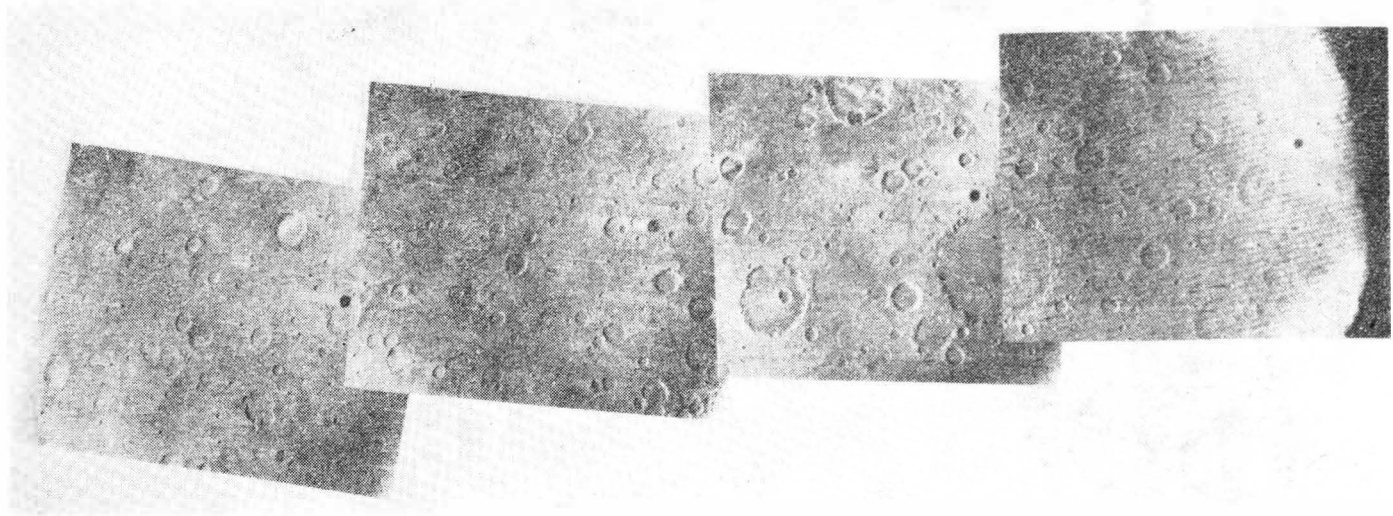
Obrazy uzyskane z obu sond okazały się bardzo cenne, zwłaszcza te, które zostały wykonane z małej odległości, ze względu na ich niezwykłą szczegółowość. Niestety, na razie nie ukazały się jeszcze pełne opracowania naukowe tego materiału obserwacyjnego, toteż można tylko podać na ten temat fragmentaryczne podsumowanie oparte o pierwsze doniesienia. Obrazy te potwierdziły przede wszystkim istnienie na Marsie wielkiej liczby kraterów, przy czym widać było obiekty o wiele mniejsze niż uprzednio. Ukazały one teren o wyglądzie niemal ludzko podobnym do wyglądu powierzchni Księżyca. Kratery te widoczne są zarówno w równikowych, jak i biegunowych rejonach planety. Analiza obrazów ukazujących rejony biegunowe prowadzi do wniosku, że są one pokryte albo warstwą zestalonego dwutlenku węgla o grubości kilku decymetrów, albo warstwą wolnego lodu o grubości paru centymetrów. Widać jest także utwory o strukturze liniowej, nie mające jednak nic wspólnego z kanałami, gdyż znacznie mniejsze i nie tak geometrycznie proste. Są to pasma górskie i doliny w gruncie Marsa.

Nader ciekawe odkrycie stanowi prawdopodobne dostrzeżenie na niektórych z obrazów unoszących się w atmosferze planety rzadkich obłoków utworzonych jak się zdaje z kryształków lodu.

Niestety, jednak obrazy uzyskane z „Marinera”6 i 7, choć szczegółowsze od obrazów uzyskanych z „Marinera”4, nie ukazały ani śladu życia. Oczywiście w żadnym razie nie przesądza to jeszcze sprawy, obrazy te przecież pochodziły z odległości nie mniejszej niż 3000 km i ukazywały obiekty nie mniejsze niż 0,3 km. Nadal nie wykluczone jest, że na Marsie mogą istnieć jakieś rośliny, owady, a może nawet zwierzęta, a tym bardziej prawdopodobna jest możliwość istnienia bakterii i wirusów. Niestety jednak nadal są to tylko przypuszczenia, a nie wyniki dokładnych badań.

Jeżeli chodzi o doniesienia na temat innych badań, to są one na razie jeszcze skromniejsze. Wiadomo tylko, że obie sondy wykryły, jak się zdaje, w atmosferze Marsa ślady amoniaku i metanu.

Na dokładniejsze wyniki przyjdzie więc jakiś czas poczekać.



Cztery zachodzące na siebie obrazy Marsa wykonane 30 lipca 1969 r. przez „Marinera”6 przelatującego na wschód w kierunku widocznego na ostatniej klatce linii cienia nocnego. Zdjęcia były robione co 84 sekundy. Pokrywają one obszar o szerokości 700 km i długości 4000 km równoległy do równika Marsa i przesunięty od niego o 15° na południe. Odległość od powierzchni Marsa wynosiła 3460 km. Ciemny punkt widoczny na każdej klatce jest plamką na obiektywie

Zanim więc będą opublikowane wyczerpujące dane naukowe otrzymane dzięki sondom „Mariner”6 i 7, warto może w skróconym zarysie podać podstawowe dane o Marsie, jakie znane są już obecnie.

Jest on planetą małą, bo ma średnicę 6784 km, czyli 55,4% średnicy Ziemi. Masa jego wynosi tylko 10,8% masy Ziemi. Siła ciężkości na powierzchni Marsa jest 2,6 raza mniejsza niż siła ciężkości na powierzchni Ziemi. Jeden obrót wykonuje Mars w 24 h 37 min 22,7 s, a jedno okrążenie wokół Słońca w 687 dob ziemskich. Odległość Marsa od Słońca waha się w granicach od 206,5 do 249,1 mln km, a więc jest większa niż w przypadku Ziemi, która okrąża Słońce w odległości od 147 do 152 mln km. Odległość Marsa od Ziemi zmienia się od około 55 do około 400 mln km.

Ze względu na duże oddalenie od Słońca Mars otrzymuje od niego znacznie mniej energii cieplnej, toteż średnia temperatura jego równa jest tylko -35°C (na Ziemi $+14,5^{\circ}\text{C}$). W rejonach równikowych planety temperatura może jednak sięgać w dzień do $+20$, a nawet $+30^{\circ}\text{C}$, ale nocą spada do -70°C . W rejonach biegunowych w czasie nocy polarnej temperatura z pewnością spada poniżej -100°C .

Warunki na Marsie są więc niezwykle surowe, tym bardziej że atmosfera jego niemal nie zawiera tlenu, a także pary wodnej. Także na powierzchni planety praktycznie brak wody, choć nie jest wykluczone, że może ona istnieć w podpowierzchniowych warstwach gruntu w postaci wiecznie zamrożonych lodowców.

Gdy na Marsa spojrzeć się przez teleskop, widać na nim ciemne nieregularne plamy, które nazwano morzami i uważano za nizinne obszary porośnięte roślinnością, dlatego że wraz ze zmianami pór roku na planecie zmieniają one swoją barwę i rozciągłość; widać także jasne plamy zwane lądami, które uważano za wyżynne piaszczyste pustynie, i białe plamy w rejonach biegunowych, które uważa się za obszary pokryte szronem. W świetle odkryć z trzech pojazdów „Mariner” poglądy na temat natury mórz i lądów Marsa będą musiały ulec prawdopodobnie pewnym modyfikacjom.

Dodać należy, że istnieją oczywiście plany dalszych badań Marsa za pomocą sond kosmicznych. Co prawda projekt wysłania na jego powierzchnię pojazdu kos-

micznego „Voyager”, o którym pisano już na łamach „Techniki Lotniczej i Astronautycznej”, został obecnie zarzucony, ale w miejsce niego rozpoczęto realizację podobnego, lecz znacznie ambitniejszego przedsięwzięcia o nazwie „Viking”. Niestety jednak następny dogodny do wysłania ku planecie z Ziemi sond kosmicznych okres przypada dopiero pod koniec 1970 r., toteż tyle przynajmniej czasu należy odczekać na następne eksperymenty. Nie jest przy tym pewne, czy do tego czasu konstruktorzy zdołają się uporać z budową sondy „Viking”, toteż eksperymenty z tego typu sondami nastąpią prawdopodobnie jeszcze dwa lata później.

Dodać należy, że nader ważny element wyposażenia naukowego „Vikingów” stanowić będą urządzenia służące do wykrycia ewentualnych mikroorganizmów na Marsie. Działanie jednego z nich — nazwanego Guliwerem — ma polegać na wprowadzeniu pewnej ilości gleby Marsa do znajdującej się w pojeździe pożywki zawierającej niewielką ilość radioaktywnego węgla C^{14} . Domniema się bowiem, że jeżeli w pożywce rozwiną się jakieś mikroorganizmy, to wyzwolą one z niej pewną ilość radioaktywnego dwutlenku węgla, który przeniknie do odpowiedniego detektora, gdzie będzie mógł być wykryty.

Łądowanie zasobników sond „Viking” na Marsie odbywać się będzie oczywiście przy wykorzystaniu oporu atmosfery planety. Niestety jednak wobec jej rzadkości w końcowej fazie lądowania nie można będzie użyć spadochronów, a trzeba będzie posłużyć się raketowymi silnikami hamującymi.

Pisząc o lotach ku Marsowi pojazdów bezzałogowych warto wspomnieć, że obecnie waga się losy decyzji na temat podjęcia realizacji załogowej wyprawy na tę planetę. Wyjaśnić bowiem należy, że byłoby to niesłychanie trudne przedsięwzięcie techniczne, gdyż podróż musiałaby trwać dwa do trzech lat, w związku z czym do miary kolosalnego problemu urosłyby wszystkie aspekty biomedyczne — w tym problem zabezpieczenia astronautów przed promieniowaniami jonizującymi wysyłanymi przez rozbiłski słoneczne.

Być może jednak, że w ciągu najbliższych kilkunastu lat udałoby się problemy te rozwiązać.

W artykule przeprowadzono analizę potrzeb polskiego lotnictwa i możliwości krajowej produkcji lotniczej w zakresie śmigłowców, samolotów lokalnego transportu, rolniczych, szkolno-treningowych, wielozadaniowych i szkolnych oraz szybowców. Omówiono kierunki rozwoju lotnictwa światowego i podkreślono konieczność opracowania wieloletniego planu dla polskiego przemysłu lotniczego.

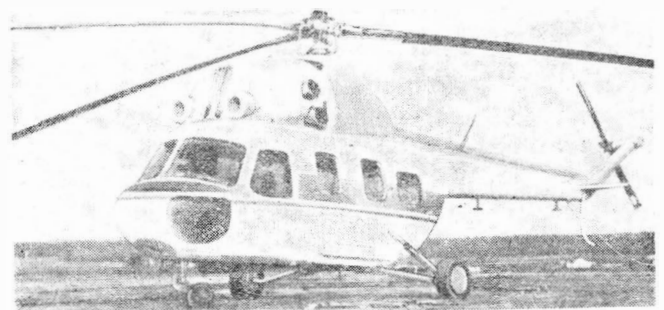
GŁÓWNE PROBLEMY POLSKIEGO PRZEMYSŁU LOTNICZEGO

Podjęta w 1928 r. decyzja utworzenia Państwowych Zakładów Lotniczych i rozwoju przemysłu lotniczego pozwoliła na uruchomienie po czterech latach seryjnej produkcji myśliwców Puławskiego, a następnie w 1935 r. — „Karasi” i w 1938 — „Łosi”. Równocześnie słuszną koncepcją zespołu RWD polegająca na ciągłym ulepszaniu swych konstrukcji dała rodzinę RWD-2, -4, -5, rodzinę RWD-6, -9, -13, -15 czy rodzinę RWD-8, -17, -17W*. Intensywne prowadzenie prac doświadczalnych i prototypowych w połączeniu z programem budowy nowych typów i zapotrzebowaniem na samoloty sportowe i wojskowe było podstawą sukcesów polskiego przemysłu lotniczego lat trzydziestych. W wyniku cały sprzęt lotnictwa wojskowego i sportowego był rodzimych konstrukcji. Samoloty budowano w długich seriach, np. RWD-8 — 650 szt., myśliwców Puławskiego 580 szt., „Karasi” — 300 szt.

Odbudowa naszego przemysłu lotniczego w latach 1944—1949 nie wiązała się z większymi zamówieniami na sprzęt lotniczy. Dopiero rozbudowa przemysłu na początku lat pięćdziesiątych była wynikiem dużych zamówień na samoloty myśliwskie oraz szkolne i łącznikowe. Polskie lotnictwo zostało w poważnym stopniu wyposażone w samoloty krajowej produkcji. Rok 1956 przyniósł zmiany w produkcji. Zamówienia krajowe zmalały, lecz równocześnie uzyskano licencje i zamówienia eksportowe na śmigłowce SM-1 i samoloty Jak-12M. W 1960 r. doszła produkcja licencyjna na eksport samolotów transportowych i rolniczych An-2, a w 1965 r. — śmigłowców Mi-2. Na mniejszą skalę rozwinięto produkcję konstrukcji krajowych: „Gawron”, SM-2, „Iskra” i „Wilga”.

Obecnie nasz przemysł lotniczy stoi u progu nowej pięcioletki. Wyniki, jakie zostaną uzyskane w najbliższym dziesięcioleciu, zależą od doboru zadań dla przemysłu. W dziedzinie śmigłowców mamy zapewnione zamówienia na Mi-2 na szereg lat. Jednakże kontynuowanie produkcji śmigłowców po 1975 r. będzie wymagało odpowiedniego przygotowania do tego: bądź przez poważną modyfikację śmigłowca Mi-2, by mógł sprostać wymaganiom, jakie będą stawiane śmigłowcom drugiej połowy lat siedemdziesiątych, bądź przez zaprojektowanie, zbudowanie i wypróbowanie nowego śmigłowca. Tendencje rozwojowe śmigłowców na świe-

cie oraz zapotrzebowanie na rynkach, które były odbiorcami naszych śmigłowców, wskazują w pierwszym rzędzie na potrzebę budowy 4-, 5-miejscowego turbiniowego śmigłowca wielozadaniowego, który stałby się następcą nie produkowanego od 1965 r. śmigłowca SM-1. Samolot lokalnego transportu i rolniczy An-2 kończy już swój żywot po 20 latach produkcji. Raczej nie można się liczyć z możliwością stworzenia jednego samolotu, który byłby jego następcą w całym zakresie zastosowań. Prawdopodobnie zastąpią go dwa samoloty: ekonomiczny dwusilnikowy samolot lokalnego transportu i ekonomiczny samolot rolniczo-transportowy o ładunku chemicznym rzędu 1800 kG. O miejsce pierwszego z nich konkurują: 23-miejscowy Berijew Be-30A, nowa turbinowa odmiana samolotu An-14 „Pszczółka” oraz czechosłowacki L-410 „Turbolet”. Ponieważ zbyt na samoloty lokalnego transportu na całym świecie jest duży, produkowanie samolotu tej klasy u nas byłoby uzasadnione. Jednakże na budowę własnego prototypu jest trochę późno i raczej w grę może wchodzić konstrukcja licencyjna. Rolniczy na-

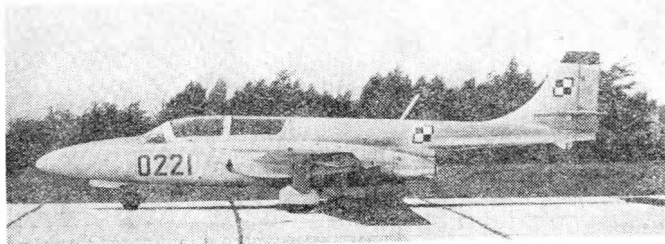


Śmigłowiec turbinowy Mi-2



Samolot lokalnego transportu i rolniczy An-2

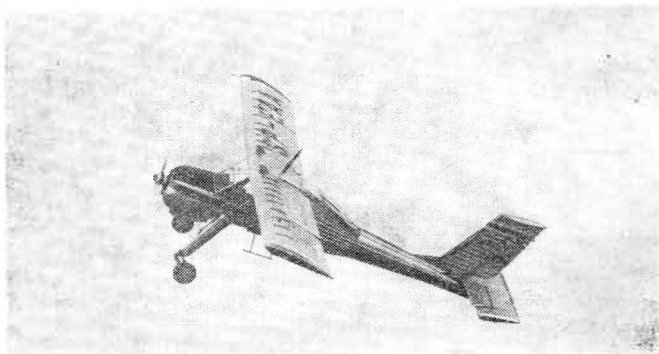
* Poza tym rodzinę RWD-16 bis, -19, -21 oraz samolot akrobacyjny RWD-10 i obserwacyjny RWD-14 „Czapla” (przyp. redakcji).



Samolot szkolno-treningowy TS-11 „Iskra”



Samolot wielozadaniowy „Gawron”



Samolot wielozadaniowy „Wilga”35

stępcą An-2 raczej powinien być dolnopłatowcem ze zbiornikiem chemikaliów umieszczonym przed kabiną załogi. Ze względu na konieczność wykorzystywania samolotów rolniczych również do celów transportowych musiałby on mieć odpowiednio obszerny kadłub i możliwość łatwego demontażu urządzeń rolniczych. Szybkie zbudowanie nowego samolotu tej klasy jest możliwe jedynie z wykorzystaniem zespołu napędowego od An-2 oraz niektórych wypróbowanych elementów An-2, jak np. podwozie. Okres rozwoju takiego samolotu mógłby wynosić tylko 3 lata. Oczywiście powinna być przewidziana możliwość zastosowania turbiniowego silnika śmigłowego o mocy rzędu 900 KM.

Niewątpliwie przed samolotem „Iskra” są jeszcze perspektywy. Na całym świecie wciąż istnieje zapotrzebowanie na odrzutowe samoloty szkolno-treningowe, przy czym nie występują tendencje zmian metod szkolenia lotniczego, co wskazuje na utrzymanie się tego zapotrzebowania przez całe lata siedemdziesiąte. Oczywiście każdy samolot, który ma się utrzymać dłużej w produkcji, musi być stopniowo ulepszany, by sprostać aktualnym wymaganiom stawianym sprzętowi danej klasy. Równocześnie na świecie wzrasta zapotrzebowanie na lekkie samoloty rozpoznawczo-szturmowe będące jednomiejscowymi odmianami samolotów szkolno-treningowych (np. Cessna T-37A, Canadair CL-41G, BAC-167 „Strikemaster”, Aeromacchi MB-326G,

soko „Galeb”, L-29R „Delfin”). Mają one znacznie większy ciężar startowy i silnik o większym ciągu. W związku z wciąż wzrastającym zapotrzebowaniem na 6—8-miejscowe odrzutowe samoloty służbowe możliwa byłaby służbowa dwusilnikowa odmiana „Iskry”*, choć luksusowe wykończenie wnętrza i uzyskanie odpowiedniego wyposażenia radionawigacyjnego byłoby dużym problemem i wymagałoby rozwoju przemysłu pomocniczego.

Produkcja „Gawronów” raczej zbliża się do końca. Jako samolot rolniczy ze względu na układ górnołatowca i nie posiadanie silnika Continental (mającego zapewnioną obsługę techniczną w każdym kraju) nie może on konkutować z innymi samolotami na rynkach zachodnich. W krajach demokracji ludowej „Gawrona” zastępuje stopniowo „Čmelak”. Jako samolot aeroklubowy i sanitarny „Gawron” ustępuje miejsca „Wildze”. Dysponując silnikiem AI-14 można zbudować samolot klasy „Čmelaka”, przewyższający go lepszym umieszczeniem zbiornika na środki chemiczne, lecz nabywców na ten samolot można by znaleźć raczej jedynie w kraju. Trzeba bowiem zdawać sobie sprawę, że używane u nas rolnicze „Gawrony” ok. 1975 r. zużyją się i będą wymagały zastąpienia nowymi samolotami.

Samolot wielozadaniowy „Wilga”, przeznaczony dla aeroklubów i lotnictwa sanitarnego, będzie produkowany i eksportowany jeszcze co najmniej przez 5—8 lat, jeśli będzie stopniowo ulepszany. W tej kategorii rii samolotów co „Wilga” wyżej ceniona jest większa prędkość przelotowa niż właściwości krótkiego startu i lądowania. Eksport „Wilgi” do krajów kapitalistycznych jest możliwy z silnikiem Continental.

Na całym świecie wciąż wzrasta zapotrzebowanie na samoloty szkolno-sportowe z miejscami załogi obok siebie. Samoloty tej klasy są niezbędne dla Aeroklubu PRL oraz jest na nie zapotrzebowanie we wszystkich krajach socjalistycznych. Współczesne samoloty szkolne przeważnie wyposażone są w silnik o mocy 120—150 KM (za optimum uważane jest 140 KM) i mają dobre własności w akrobacji. Radziecką próbą rozwiązania tego problemu jest czteromiejscowa odmiana samolotu Jak-18 nosząca oznaczenie Jak-18P. Budowa licencyjna tego samolotu byłaby uzasadniona ekonomicznie ze względu na produkcję silnika AI-14 u nas w kraju oraz z powodu zastosowania wielu części znormalizowanych, podobnych do stosowanych w samolocie Jak-12, który był produkowany swego czasu w Polsce. Jednakże ponieważ płatowiec jest sprzed 20 lat, a silnik ma układ gwiazdowy, nie jest to konstrukcja rokująca w perspektywie dalszy rozwój ani nadzieje na eksport do krajów strefy dolarowej. W Czechosłowacji powstał następca rodziny samolotów Zlin „Trenner”. Jest to dwumiejscowy Zlin Z-42 i jego odmiana trzymiejscowa Z-43. Oba samoloty wyposażone są w silnik Walter M-137 o mocy 180 KM, produkowany obecnie zamiast silnika Walter Minor 6-III (160 KM). Przewidziana była budowa odmiany tego samolotu nazwanej Z-41 i wyposażonej w silnik M-132 o mocy 125 KM (którego prototyp, będący bezsprężarkową odmianą silnika M-332 stosowanego na Aero-145, przeszedł próby, lecz nie wszedł do produkcji z powodu braku możliwości produkcyjnych). Prawdopodobnie najlepszym sposobem zaspokojenia potrzeb naszych aeroklubów byłoby uruchomienie produkcji zmodyfikowanej

* Trudno mówić o służbowej odmianie „Iskry”, gdyż musiałby to być zupełnie nowy samolot (przyj. redakcji).

odmiany samolotu „Kos (którego dokumentacja konstrukcyjna i produkcyjna jeszcze istnieje) wyposażonej w silnik M-132, np. budowany z licencji w Polsce. Zapewne na taki samolot w wersji 2- i 3-miejscowej byłoby zbyt i w innych krajach socjalistycznych.

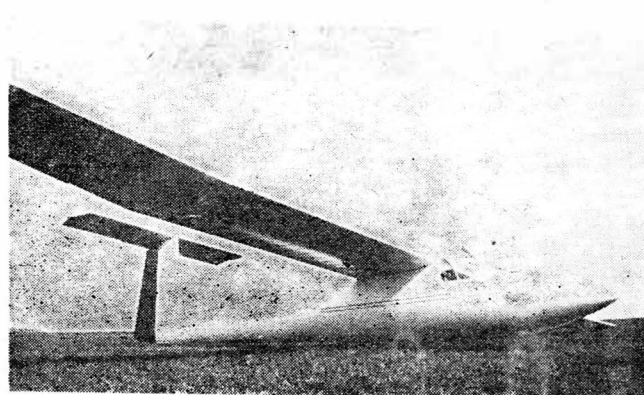
Osobne zagadnienie stanowi produkcja szybowców i motoszybowców. Obecnie światowa produkcja szybowców jest rzędu 1100—1200 sztuk rocznie z tendencją ciągłego wzrostu. Perspektywy dla polskiego przemysłu szybowcowego są bardzo korzystne. Szybowce treningowe i wyczynowe stanowią ponad połowę światowej produkcji szybowców, a resztę — przede wszystkim szybowce dwumiejscowe. A właśnie te kategorie szybowców stanowią główny program naszej produkcji. Treningowo-wyczynowy „Pirat” o drewnianej konstrukcji jest jednym z najnowocześniejszych w tej klasie i przy stopniowym jego ulepszaniu może być eksportowany w dużych ilościach przez wiele lat na rynki wszystkich krajów o klimacie umiarkowanym. Pozycja „Foki” również jest dobra, lecz w związku z szybkim postępem osiągnięć szybowców laminatowych SZD słusznie pracuje nad prototypem drewniano-laminatowym „Cobra” oraz laminatowym „Jantar”.

Produkowany od 16 lat „Bocian” jest wciąż poważnym konkurentem dla zagranicznych szybowców tej klasy, lecz zaczyna powoli ustępować im osiągnięciami. Dlatego potrzebna jest jego dalsza modyfikacja lub wprowadzenie za kilka lat jego następcy.

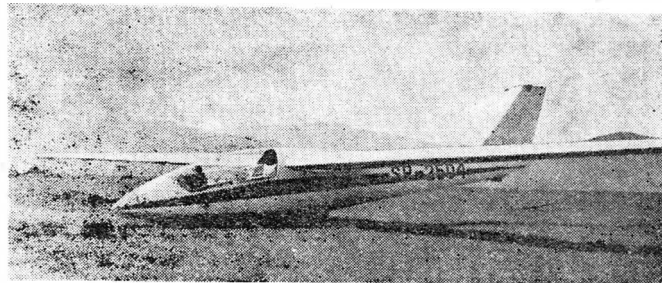
Obserwując koniunkturę na światowym rynku lotniczym można zauważyć, że dużą popularnością cieszą się tanie szybowce treningowo-wyczynowe klasy „Mucha”100 i Ka-8 oraz motoszybowce. By stworzyć polski motoszybowiec, należy w pierwszej kolejności rozwiązać problem napędu. Bardzo popularne w świecie są silniki o mocy około 30 KM, będące przeróbką silnika od Volkswagena, ze względu na łatwość uzyskania części zamiennej i możliwość przeprowadzania remontów w każdym kraju. Oczywiście należy brać również pod uwagę możliwość zbudowania przez naszych konstruktorów-amatorów dobrego prototypu silnika o mocy 20—25 KM. Spośród motoszybowców szczególnym powodzeniem cieszą się nie klasyczne motoszybowce, lecz samoloty o małej mocy Fournier RF-4.

A jak wygląda sytuacja przemysłu lotniczego na świecie? Państw o rozwiniętym przemyśle lotniczym nie jest w świecie tak wiele. W Europie największym przemysłem lotniczym jest angielski (250 tys. pracowników), następnie francuski (100 tys. prac.), zachodniemiecki (48 tys. prac.) i czeskosłowacki (29 tys. prac.). Produkcję śmigłowców prowadzi Francja (7 tys. prac.), Anglia (6 tys. prac.), Włochy (2 tys. prac.) i NRF (1,5 tys. prac.). Produkcją szybowców zajmują się: NRF (200 prac.), Anglia (150 prac.) i Francja (90 prac.).

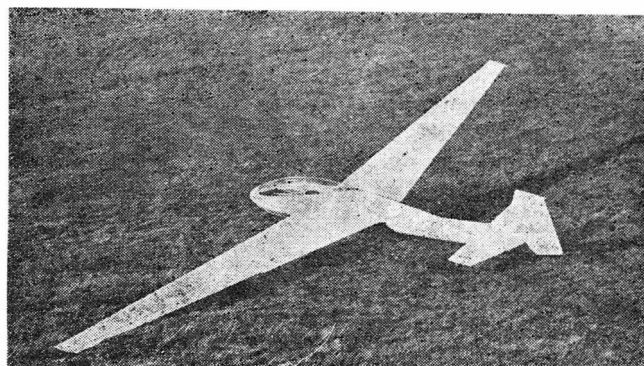
Przemysł lotniczy, jak mało który przemysł, wymaga długofalowego planowania i elastycznej polityki, gdyż okres przygotowania nowego samolotu do produkcji jest dość długi, lecz zmienność produkcji lotniczej bywa znacznie większa niż produkcji samochodowej czy okrętowej. Dlatego też przemysł lotniczy w poszczególnych krajach nie zawsze rozwija się równomiernie. Np. przemysł lotniczy Anglii przeżywał trudny okres w latach 1963—1966 w związku ze spadkiem zamówień wojskowych. Od 1967 r. szybkimi krokami postępuje rozwój brytyjskiej produkcji lotniczej, przy czym eksport stanowi $\frac{2}{3}$ wartości produkcji. Plany brytyjskiego przemysłu lotniczego obejmują program prac prototy-



Szybowiec treningowo-wyczynowy „Pirat”



Szybowiec wyczynowy klasy standard „Foka”5



Dwumiejscowy szybowiec treningowy „Bocian”1E

powych i produkcji na najbliższe dziesięciolecie. O ile przemysł brytyjski jest głównym producentem silników lotniczych w Europie, to przemysł francuski odgrywa w Europie wiodącą rolę w dziedzinie budowy płatowców. Sukcesy przemysłu francuskiego wiążą się z właściwym planowaniem i finansowaniem prac badawczych i rozwojowych. Przemysł francuski jest jedynym przemysłem europejskim zajmującym się produkcją niemal pełnego wachlarza samolotów bojowych, pasażerskich, służbowych i sportowych. Przemysł angielski produkuje ograniczoną liczbę typów samolotów wojskowych, a więcej wysiłku poświęca samolotom pasażerskim, służbowym i dostawczym oraz szkolnym. Przemysły Włoch (20 tys. prac.) i NRF opierają swą działalność głównie na licencjach*, przemysły Szwecji (20 tys. prac.) i Hiszpanii (8 tys. prac.) zaspokajają przede wszystkim potrzeby krajowe, zaś holenderski Fokker (7 tys. prac.) i szwajcarski Pilatus (700 prac.) pracują w zasadzie na eksport.

Przemysł lotniczy Europy zachodniej jest w dużym stopniu uzależniony od produkcji przemysłu amerykań-

* Obecnie w NRF powstaje dosyć dużo własnych konstrukcji (przyp. redakcji).

kańskiego (1,4 mln prac.). W dziedzinach, w których Stany Zjednoczone rozwijają masową produkcję (samoloty bojowe i dalekodystansowe samoloty pasażerskie), przemysł europejski bardzo ograniczył swą działalność. Natomiast ponieważ przemysł amerykański nie pokrywa krajowego zapotrzebowania na samoloty służbowe, dostawcze i sportowe, Anglia, Francja i Włochy rozwijają eksport tych kategorii samolotów zarówno do Stanów Zjednoczonych, jak i do innych krajów. Zapotrzebowanie na takie samoloty jest duże i wciąż wzrasta. W Europie Zachodniej nie są obecnie produkowane samoloty rolnicze. Budują je Stany Zjednoczone i Nowa Zelandia, gdzie są też główni ich odbiorcy. Śmigłowce budowane w Europie Zachodniej idą w 70% na potrzeby własne, a w 30% na eksport.

Angielska i zachodniemiecka produkcja szybowców jest w 50% przeznaczona na eksport, podczas gdy francuska — przede wszystkim na potrzeby krajowe.

Opierając się na statystyce produkcji można ustalić wieloletnie tendencje rozwojowe w dziedzinie produkcji lotniczej. Wartość produkcji lotniczej w świecie wzrasta o 7% rocznie, a zatrudnienie o 5—6% rocznie. W latach 1970—1980 liczba samolotów lekkich na świecie wzrosła o 110 tys., przy czym produkcja wyniesie około 170 tys. samolotów, ze względu na wykuszanie się starego sprzętu. W tej liczbie 80% stanowią będą samoloty jednosilnikowe, resztę — dwusilnikowe. Roczna produkcja samolotów lekkich wynosi około 15 tys. sztuk. Przy produkcji serii przekraczającej 100 sztuk produkcja lotnicza jest opłacalna i dochód z produkcji samolotów wynosi 3,5—5% wartości produkcji, a dla samolotów lekkich 4—8%. Wartość 1 kg produkowanej u nas konstrukcji samolotu, śmigłowca czy szybowca równa jest wartości kilograma sprzętu elektronicznego i wynosi w eksporcie ponad 100 dol.

W tak krótkim przeglądzie możliwe jest pokazanie tylko ogólnego zarysu możliwości rozwoju produkcji lotniczej naszego przemysłu. Oczywiście, ułożenie wieloletniego planu wymaga wnikliwej analizy zapotrzebowania i rynków zbytu na poszczególne kategorie sprzętu oraz ustalenia zadań i odpowiednich środków. Wśród środków na pierwsze miejsce wysuwają się problemy kadry, badań naukowych i ośrodków prototypowych, gdyż im przypadnie w udziale tworzenie nowych prototypów. Ważne też będzie rozstrzygnięcie problemu zespołów napędowych do samolotów i śmigłowców — problemu będącego „piętą Achillesową” naszego przemysłu lotniczego od jego zarania.

Dobrze ułożony plan działalności polskiego przemysłu lotniczego powinien stać się czynnikiem zapewniającym dalszy rozwój produkcji samolotów, śmigłowców i szybowców, które będą służyć lotnictwu rodzimemu i krajom importującym polski sprzęt lotniczy oraz przynosić dochody naszej gospodarce narodowej.

Mgr inż. WITOLD SOŁTYK

DROGI ROZWOJU SAMOLOTÓW ROLNICZYCH (ODPOWIEDŹ SCEPTYKOM)

W nrze 10 „Techniki Lotniczej i Astronautycznej” z ubiegłego roku zamieszczony został artykuł pt. „Jaki powinien być samolot rolniczy”. Celem artykułu było wykazanie wpływu czynników ekonomicznych na konstrukcję samolotu rolniczego i na wynikający stąd kierunek rozwoju tego typu sprzętu. Pojawienie się artykułu spowodowało szereg zapytań ze strony Czytelników. Przypuszczam, że poniższe informacje wyjaśnią wysunięte wątpliwości i przyczynią się do utwierdzenia poglądu na kierunek rozwoju samolotu rolniczego. Chciałbym przy tym zaznaczyć, że artykuł o którym mowa, nie dotyczył zagadnienia „jaki jest samolot rolniczy”, ale „jaki powinien być” sprzęt, który wejdzie do eksploatacji za 6—10 lat. Zgłoszone wątpliwości i pytania można zebrać w dwu grupach problemowych:

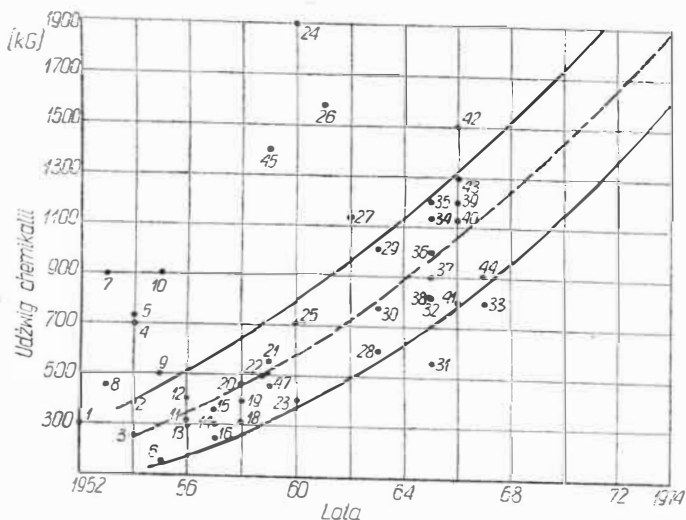
1. Większość samolotów eksploatowanych obecnie mieści się w klasie udźwigu chemikaliów 500—700 kG, co wydaje się sprzeczne z tezą artykułu o istnieniu optimum w granicach 1500—2000 kG.

2. Samoloty o proponowanym udźwigu około 2 ton będą nadawały się tylko do obróbki bardzo dużych obszarów, ale dla pól mniejszych potrzebne będą samoloty małe.

Postaram się wyjaśnić oba te problemy.

1. Zagadnienie wielkości aktualnie eksploatowanych samolotów nie może być rozpatrywane bez odniesienia zmienności udźwigu do daty powstania samolotu. Dla ujawnienia tej zależności przeanalizowano ten problem dla 45 samolotów rolniczych wg danych „Jane's all the Worlds Aircraft”.

Zebrane informacje zestawiono w postaci wykresu. Okazuje się, że typową koncepcją lat 1955—57 był samolot o udźwigu ok. 400 kG. 5 lat później, tj. około 1960 r. typowy udźwig samolotu wzrósł o 200 kG, a po następnych 5 latach o dalsze 400 kG. Zwraca uwagę bardzo charakterystyczny układ punktów na wykresie, pozwalający na zaznaczenie zakresu, w którym występuje największe nasilenie samolotów. Ekstrapolując tę charakterystykę na rok 1975, otrzyma się zakres udźwigu chemikaliów około 2000 kG, co jest zgodne z tezą artykułu. Charakterystyczne jest również, że istnieje wiele punktów na wykresie wybiegających poza górną granicę głównego pasma; natomiast nie obser-



1 — Kingsford Smith Auster J5 Agricult, 2 — Call Air A5, 3 — Call Air A4, 4 — Auster „Agricola”, 5 — Fletcher FU-24, 6 — Taylorcraft „Topper”, 7 — Lamson „Air Tractor”, 8 — Larson D 1. 9 — Lancashire „Prospector”, 10 — Kingsford Smith PL-7 „Tanlier”, 11 — Rowdon T1S, 12 — Kingsford Smith KS-3, 13 — IMCO Call Air A4, 14 — Brigadyr L-60, 15 — Ja46 „Ranquel”, 16 — Hollandair HA 001 „Libel”, 17 — Grumman Ag Cat, 18 — „Chipmunk” MK23, 19 — Auster J/In „Workmaster”, 20 — Piper PA-18A, 21 — Piper PA-23 „Pawnee”, 22 — PZL-101 „Gawron”, 23 — UTVA 60 AG, 24 — Bennet „Airtruck”, 25 — Cropmaster, 26 — Transland AG-2, 27 — Snow S2C, 28 — „Cmelak”, 29 — Commonwealth CA-28, 30 — Aero Commander „Ag Commander” A9, 31 — American Airmotive NA-75, 32 — Fieldmaster, 33 — Aero Commander „Ag Commander” A9 Super, 34 — Aero Commander „Ag Commander” S-2D, 35 — Waitomo „Airtruck”, 36 — An-14, 37 — Transavia „Airtruck”, 38 — Cessna 188 „Agwagon”, 39 — IMCO Call Air B1, 40 — Distributor Wing, 41 — IMCO Call Air A9, 42 — Aero Commander „Thrusch Commander”, 43 — Aero Commander „Ag Commander” B-1, 44 — Weatherley 201, 45 — An-2

wuje się takiej sytuacji poza granicą dolną. Ale nie ograniczając wyjaśnień do suchej statystyki przypatrzmy się bliżej pewnym problemom związanym z rozmieszczeniem samolotów rolniczych na kuli ziemskiej. Aktualnie pracuje ich kilkanaście tysięcy. Z tego około 5000 w USA i około 6000 w ZSRR.

Charakterystycznym sprzętem dla stosunków zachodnich (przy czym ton nadaje tu agrolotnictwo USA) jest aktualnie samolot o udźwigu 500—700 kg. Jest to związane bez wątpienia z dwoma czynnikami:

- a) strukturą rolną krajów kapitalistycznych,
- b) zakresem stosowania agrolotnictwa.

Sprzęt agrolotniczy jest własnością albo właścicieli prywatnych gospodarstw rolnych, albo prywatnych przedsiębiorstw usług agrolotniczych. W pierwszym przypadku możliwości zakupu sprzętu są ograniczone pojemnością sakiewki indywidualnego rolnika. W efekcie właściciel gospodarstwa rolnego kupuje najtańszy sprzęt, jaki pozwoli mu wykonać zadania agrochemiczne na ograniczonym terenie własnego gospodarstwa rolnego. Charakterystyczne jest również, że bardzo często do tych celów wykorzystuje się małe samoloty o charakterze taksówki powietrznej czy samolotu służbowego, który oprócz pełnienia roli w chemizacji służy do komunikacji indywidualnej.

W drugim przypadku — prywatnego przedsiębiorstwa usług agrolotniczych — zagadnienie nakładów na zakup sprzętu jest również kwestią decydującą, bo jakby nie było i w tym przypadku środki na ten cel są ogra-

niczone. Poza tym przedsiębiorstwu prywatnemu może bardziej opłacać się, w ramach jego możliwości finansowych, dysponowanie większą liczbą samolotów mniejszych, ale tańszych niż większych, ale droższych, choćby w wyniku większego udźwigu — bardziej ekonomicznych.

Nie bez wpływu na kształtowanie się struktury agrolotnictwa w krajach zachodnich jest bez wątpienia moda, reklama i chcąc nie chcąc — konserwatyzm. Zwrócić przy tym należy uwagę, że głównymi dostawcami sprzętu agrolotniczego są albo wytwórnie samolotów sportowych, bądź zupełnie małe fabryczki, których produkcja ogranicza się do kilkunastu czy kilkudziesięciu samolotów rocznie.

Ale najważniejszym chyba czynnikiem kształtującym oblicze sprzętu agrolotniczego jest rodzaj wykonywanych zabiegów. Znamienne jest, że w USA (które, jak już wspomniano, nadają ton agrolotnictwu Zachodu) tylko około 10% akcji agrolotniczych dotyczy nawożenia.

Ogromna więc większość to małowydatkowe zabiegi ochrony roślin, dokonywane środkami chemicznymi o bardzo dużym stężeniu. Zestawienie tych dwu faktów wyjaśnia, dlaczego typowym samolotem tych regionów jest sprzęt agrolotniczy o mniejszym udźwigu.

Zupełnie inaczej przedstawia się sytuacja w ZSRR. Zagadnienie celowości stosowania sprzętu o największym udźwigu zostało tam rozeznane już ok. 10 lat temu. W wyniku tego usługi agrolotnicze oparto o samolot An-2 o udźwigu 1200—1400 kg chemikaliów. A przecież w tamtych czasach można było równie dobrze przystosować dla agrolotnictwa samolot An-2, jak i samolot Jak-12. Bez wątpienia zagadnienia ekonomii zdecydowały o tym, że dziś eksploatuje się An-2R w ogromnych ilościach. Wiadomo również, że parę lat temu podjęto w ZSRR obszerne prace nad dostosowaniem tego samolotu do zabierania większych ładunków chemikaliów — 1700 kg. I do dziś zainteresowanie samolotem klasy 2000 kg w ZSRR nie zmniejszyło się. Większe nakłady inwestycyjne, wynikające z zastosowania większego, a co za tym idzie — droższego sprzętu, dają się łatwiej opanować w gospodarce społecznej niż, jak to było naświetlone poprzednio, indywidualnej.

2. Hasło „małe pole — mały samolot, duże pole — duży samolot” po bliższym zbadaniu nie zawiera w sobie ani jakichś poważniejszych przesłanek technicznych, ani ekonomicznych. Analiza ekonomiczna wykazała, że samolot o udźwigu około 500 kg może się legitymować efektami ekonomicznymi współmiernymi z samolotem o udźwigu klasy 2000 kg tylko w zakresie pól do 10 ha przy jednoczesnym wydatku chemikaliów ok. 5 kg/ha. We wszystkich innych okolicznościach pracuje znacznie drożej. Specjalnie niekorzystne wskaźniki ekonomiczne charakteryzują samolot mały w akcjach z grupy nawożenia.

W argumentacji technicznej za przydatnością i walorami użycia małego samolotu do celów rolniczych, zwłaszcza dla małych pól, wysuwany bywa argument większej manewrowości samolotu w locie i na ziemi oraz możliwość korzystania z małych lotnisk. Na pozór wydawałoby się, że opinia taka jest słuszna. Bliższe rozeznanie zagadnienia wykazuje jednak, że nie wytrzymuje ona krytyki.

Możliwość korzystania z małych, prowizorycznych lotnisk, zwłaszcza usytuowanych wśród przeszkód terenowych (np. na skraju lasu, sadu lub przy linii drzew przydrożnych) uzależniona jest od następujących czynników:

- możliwości stromego schodzenia po przekroczeniu przeszkody terenowej
- krótkiego lądowania
- krótkiego startu
- możliwości stromego wchodzenia nad przeszkodę
- łatwości kołowania po terenie lądowiska.

Możliwość stromego schodzenia po przejściu nad przeszkodą zależna jest od:

- 1) obciążenia powierzchni nośnej
- 2) współczynnika siły nośnej
- 3) współczynnika oporu.

Ad 1) Obciążenie powierzchni nośnej daje się zrealizować w jednakowej wartości tak dla samolotu dużego, jak i małego. Oczywiście dla uzyskania właściwej wartości obciążenia skrzydło samolotu dużego będzie większe (o większej cięciwie, o większej rozpiętości). Ale jednocześnie trzeba wziąć pod uwagę, że powiększanie rozpiętości wpływa korzystnie na możliwości uzyskania szerokiego pasa obróbki (przy transporcie chemikaliów wewnątrz skrzydła, co należy uznać za metodę nowoczesną). To zaś, jak wiadomo, ma korzystny wpływ na ekonomię zabiegu. Powiększanie cięciwy profilu przy optymalnej jego grubości procentowej pozwala na uzyskanie dużej grubości skrzydła, co ułatwia umieszczenie w nim zbiorników, instalacji, przewodów aparatury rolniczej itp. oraz wpływa dodatnio na lekkość konstrukcji. Zwrócić również należy uwagę na fakt, że dzięki temu, iż udział ładunku chemikaliów w ciężarze samolotu w locie jest większy dla samolotów dużych niż małych, wysypanie chemikaliów (sytuacja przy lądowaniu) wpływa silnie na zmniejszenie obciążenia powierzchni skrzydła samolotów dużych niż małych.

Ad 2) Współczynnik siły nośnej nie jest zależny absolutnie od wielkości samolotu. Jest tylko funkcją układu aerodynamicznego, stopnia mechanizacji skrzydła itp. Można nawet chyba zaryzykować twierdzenie, że łatwiej jest z punktu widzenia konstruktora wprowadzić większy stopień mechanizacji i przez to podnieść C_z dla samolotu dużego — po prostu ze względu na większą łatwość pomieszczenia bardziej skomplikowanych mechanizmów, możliwość zabudowy klap wieloszczelinowych, chowanych slotów itd.

Te same uwagi dotyczą zagadnienia uzyskiwania korzystnych wartości C_x .

Długość lądowania zależna jest, oprócz czynników omówionych uprzednio, od możliwości szybkiego wytracania prędkości na dobiegu. Efektywność hamowania, uzależniona od zabudowy wysokosprawnych hamulców, np. tarczowych, daje się zrealizować łatwiej dla większych kół — o większej piąście, takich w jakie wyposażać należy duży samolot.

Wiadomo z praktyki, że zabudowa tego typu hamulców w małych piastach jest bardzo trudna, albo nawet wręcz niemożliwa.

Długość startu zależna jest od trzech czynników:

- 1) obciążenia ciągu
- 2) obciążenia powierzchni nośnej
- 3) wartości C_z^3/C_x^2
- 4) nacisków kół na lotnisko.

Oczywiste jest, że dla zapewnienia krótkiego startu samolotu o dużym udźwigu chemikaliów trzeba będzie zastosować silnik o odpowiedniej mocy (stąd właśnie dla proponowanego udźwigu przewiduje się silnik o mocy ~ 1000 KM) i śmigła o dużej średnicy.

Znamienne przy tym jest, że stosunek ilości przewożonych chemikaliów do zainstalowanej mocy kształtuje się korzystniej dla samolotu dużego niż dla małego.

Dodatkową korzyścią — i to bardzo ważną — jest to, że pobranie z silnika odpowiedniej mocy do napędu urządzeń rolniczych stwarza mniej problemów przy zastosowaniu silnika o większej mocy. Moc niezbędna do uzyskania właściwej dystrybucji chemikaliów jest tylko w niewielkim stopniu zależna od wielkości samolotu, a więcej od wymaganych parametrów rozrzutu czy rozprysku.

Odnosnie do obciążenia powierzchni nośnej przy starcie obowiązują uwagi podane przy rozpatrywaniu problemu lądowania, z tym, co jeszcze raz należy podkreślić, że stosunek $\frac{Q_{chem}}{S}$ kształtuje się korzystniej dla samolotu dużego niż małego. Wynika to z faktu, że każdy samolot — obojętnie — duży czy mały, ma pewne ciężary stałe (przrządy, wyposażenie kabiny). Również struktura samolotu dużego w odniesieniu do 1 kG udźwigu będzie lżejsza niż małego, między innymi z powodu minimalnych wymiarów pewnych elementów konstrukcji (grubość pokryć, okuć, średnice sworzni itp.), wynikających z przesłanek technologicznych, bądź eksploatacyjnych, poniżej których zejść nie można, mimo że obciążenie w locie pozwalałoby na ich obniżenie. Stąd wywodzi się pewne „niewykorzystanie” materiałów w konstrukcji samolotów lekkich.

Uzyskanie dużych wartości $\frac{C_z^3}{C_x^2}$ jest możliwe w równym

stopniu dla samolotu dużego jak małego z tym, że w pierwszym przypadku konstrukcyjnie daje się to łatwiej uzyskać, o czym już wspomniano poprzednio. Redukcja nacisków kół na nawierzchnię lotniska daje się osiągnąć przez odpowiednią konstrukcję podwozia i zastosowanie niskociśnieniowego ogumienia o odpowiednim kształcie i wymiarach. Dla większego samolotu musi być użyte ogumienie większe. Ale nie widać w tym żadnego czynnika, który powodowałby degradację samolotu dużego.

Łatwość kołowania po terenie lądowiska przedstawia się korzystniej dla samolotu dużego. Wynika to z wielkości kół. Bez wątplenia lepiej poradzi sobie z nierównościami terenu duże koło dużego samolotu niż małe — małego.

Na jedno zagadnienie trzeba jeszcze zwrócić uwagę, gdy mowa o zagadnieniu startu, lądowania i lotniska. Problemem nie mniej ważnym niż niezbędna wielkość lotniska jest liczba potrzebnych lotnisk. I tu samolot rolniczy o większym udźwigu ma zdecydowaną przewagę nad sprzętem mniejszym. Dzięki swej większej ładowności może obrobić większy obszar bez konieczności uzupełniania ładunku chemikaliów. Stąd też liczba lotnisk może być bardziej ograniczona niż w przypadku małego samolotu.

Na „manewrowość” czy „sterowność” samolotu w locie mają wpływ dwa przeciwstawne czynniki. Jeden — to bezwładność, drugi — skuteczność sterowania. Bez wątplenia bezwładność samolotu dużego jest większa niż małego, ale też i skuteczność sterów i lotek

umieszczonych w większej odległości od środka ciężkości, jest większa. Na podkreślenie zasługuje fakt, że w dużym samolocie większy udział masy jest skoncentrowany w rejonie S. C. (Wynika to z większego udziału ciężaru chemikaliów w ciężarze samolotu w locie). W wyniku istnieją wszelkie podstawy, aby negatywne działanie wzrostu bezwładności całkowicie zrekompenzować większą skutecznością sterów i lotek. Przyjmując np. jako kryterium manewrowości samolotu czas wykonania zakrętu mamy:

$$t = \frac{\pi \cdot R}{v}$$

Widać, że jest on zależny od promienia zakrętu i prędkości lotu. Promień zaś zależy od sterowności poprzecznej i możliwości przeciążenia. Nawiązując do tego, co powiedziano poprzednio, nie widać żadnych podstaw do twierdzenia, aby z tego tytułu dla większego samolotu czas zakrętu musiał być większy niż dla małego. Jeżeli zaś chodzi o element prędkości, to ze wzoru:

$$v = \sqrt{\frac{Q}{S \cdot \rho \cdot C_z}}$$

widać, że nie występuje żaden czynnik „dyskryminujący” samolot duży.

Natomiast ważnym czynnikiem jest fakt, że mniejsza rozpiętość samolotu małego, a stąd i mniejsza szerokość pasa obrabianego za jednym przelotem zmusza pilota do bardziej „pętlicowego” wykonywania zakrętów, a to powoduje utrudnienie w technice pilotażu i wydłuża czas trwania ewolucji.

Jeszcze jeden czynnik mógłby być uważany jako wyraz wyższości samolotu małego nad dużym.

Chodzi mianowicie o możliwość wykonywania zakrętów nisko nad ziemią, bez obawy zaczepienia skrzydłem. I ten argument jest jednak tylko pozornie słuszny. Po pierwsze — przepisy bezpieczeństwa lotu ograniczają minimalną wysokość lotu i wykonywanie zakrętów i to bez względu na wielkość samolotu, a po drugie — dążność do powiększenia pasa obróbki zmusza do zabudowy na małych samolotach urządzeń rozpryskujących wychodzących daleko poza rozpiętość skrzydeł. Nie można zapomnieć również o tym, że nowoczesna tendencja do ukrycia przewodów transportu chemikaliów w skrzydle skłania do powiększenia jego rozpiętości (idzie to po linii koncepcji samolotu dużego).

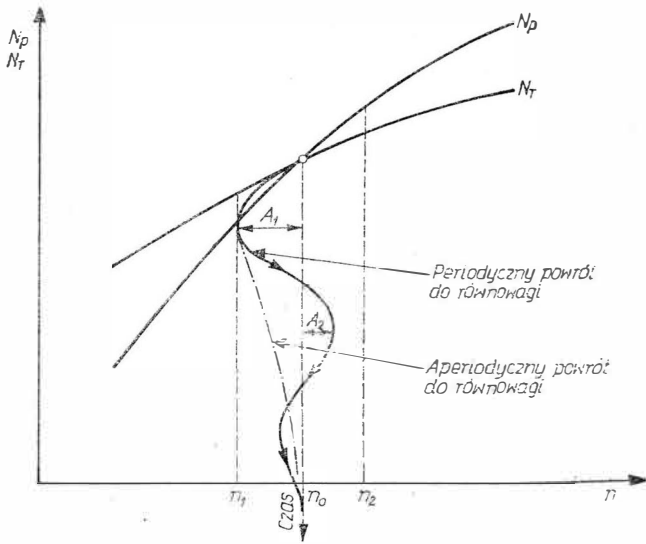
Ostatnim wreszcie problemem, który należy rozpatrywać, jest kwestia „przeskakiwania” przez przeszkody terenowe. Istotny jest tu czynnik prędkości wznoszenia i stromości toru bez dodawania gazu oraz stosunek między bezwładnością samolotu a sterownością. Zagadnienia te były już omówione i wykazano, że nic nie wskazuje, aby samolot większy miał być gorszy od małego — z tego punktu widzenia.

Reasumując można stwierdzić, że nie tylko względy ekonomiczne, ale i techniczno-użytkowe skłaniają do twierdzenia, że przyszłość należy do samolotu o udźwigu ok. 2000 kG chemikaliów.

Niektóre zagadnienia turbinowych zespołów pompowych silników raketowych

Jednym ze szkodliwych zjawisk utrudniających doprowadzanie silników raketowych na ciekły materiał pędny do stanu umożliwiającego ich eksploatację jest zjawisko niestatecznej pracy. Polega ono ogólnie biorąc na pojawieniu się w komorze silnika pulsacji ciśnienia, temperatury i prędkości wypływu spalin w wyniku rezonansowego wzmocnienia towarzyszących zwykłej pracy silnika wahań wartości tych parametrów. Ustalono, że jedną z postaci niestatecznej pracy silnika, tak zwaną niestateczność małej częstotliwości (1÷200 Hz), mogą wywoływać wahania ciśnienia pojawiające się w układzie zasilania, który wywiera wpływ na parametry w komorze, i odwrotnie. I chociaż w przypadku niestateczności małej częstotliwości amplitudy wahań ciśnienia w komorze nie są zbyt duże (sięgają 30÷50% nominalnej wartości ciśnienia), to jednak ich występowanie wydłuża czas wprowadzenia silnika do eksploatacji (należy bowiem wykryć przyczyny pojawiania się pulsacji i usunąć je), zmniejsza jego niezawodność oraz zwiększa koszty opracowania prototypu.

W związku z powyższym układ zasilania silnika raketowego jako całość oraz poszczególne jego zespoły poddawane są dokładnym badaniom mającym na celu ustalenie stopnia ich skłonności do pulsacyjnej pracy oraz zdolności tłumienia przypadkowo powstałych wahań poszczególnych parametrów. Jednym z najbardziej odpowiedzialnych zespołów w przetłaczających układach zasilania jest turbinowy zespół pompowy, który w pewnych okolicznościach może wykazywać skłonność do pulsacyjnej pracy. Ilustruje to najlepiej rys. 1, na którym przedstawiono przebiegi zależności mocy turbiny N_T i pomp N_P w funkcji prędkości obrotowej n zespołu pompowego dla przypadku statecznej współpracy. Z rysunku tego wyraźnie wynika, że ponowne sprowadzenie prędkości obrotowej zespołu pompowego n do prędkości obrotowej odpowiadającej pracy ustalonej n_0 po wytrąceniu zespołu z położenia równowagi może nastąpić po kilku okresowych waniach o malejącej amplitudzie względnie aperiodycznie, w zależności od własności tłumiących układu. Niekiedy w celu wzmocnienia tych ostatnich trzeba wyposażyć układ w specjalne tłumiki pulsacji.



1. Wykres współpracy turbiny z pompami

Przede wszystkim jednak należy wyeliminować wszystkie czynniki mogące wytrącać układ z położenia równowagi w czasie pracy. Jednym z nich są wahania ciśnienia otoczenia, w przypadku gdy układ zasilania jest otwarty (gdy spaliny po wykonaniu pracy wypływają do otoczenia), a silnik zamontowany jest na obiekcie latającym, którego tor lotu cechuje szybka i ciągła zmiana wysokości lotu. Takim obiektem może być na przykład rakiety pocisk przeciwlotniczy, ewentualnie samolot wyposażony w silnik raketowy. Na rysunku 2 przedstawiono schematycznie turbinę zespołu pompowego pracującą w układzie otwartym. Wartości parametrów w przekrojach 0—0, 1—1 i 2—2 można uważać za stałe i znane z obliczeń turbiny. Parametrem zmiennym w tym układzie będzie ciśnienie w przekroju wylotowym 3—3 kanału odprowadzającego spaliny do otoczenia. Poniżej zostanie wykazane, że w pewnych warunkach zmienność ciśnienia p_3 może naruszyć równowagę turbinowego zespołu pompowego. Jak wiadomo, moc turbiny spalinowej N_T wyraża się zależnością:

$$N_T = G L_T \eta_T \quad (1)$$

gdzie:

G — wydatek spalin przez turbinę,
 η_T — sprawność efektywna turbiny,

$L_T = L_T \left(\text{const} \frac{p_3}{p_{c2}} \right)$ praca rozprężania spalin w turbinie,

c — oznacza parametry całkowite.

Z zależności (1) wynika, że wymiary turbiny mogą być efektywnie zmniejszone przez zastosowanie możliwie najmniejszego ciśnienia na jej wylocie p_{c2} . Nie wszystkie jednak wartości ciśnienia p_{c2} zapewniają turbinie niezależność jej pracy od zmiennej wartości ciśnienia otoczenia p_3 . Ustalenie bezpiecznych zakresów jej pracy będzie przedmiotem dalszych rozważań.

Pomijając wpływ wymiany ciepła z otoczeniem, tarcie spalin o ścianki kanału oraz traktując przepływ spalin między przekrojami 2—3 jako ustalony i izentropowy, można otrzymać z równania ciągłości:

$$G = \gamma_2 v_2 A_2 = \gamma_3 v_3 A_3 = \text{const} \quad (2)$$

i zależności na prędkość wypływu:

$$v_3 = \varphi \sqrt{2 \frac{k}{k-1} R T_{c2} \left[1 - \left(\frac{p_3}{p_{c2}} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} \quad (3)$$

gdzie:

- v_2, v_3 — prędkość przepływu spalin w przekrojach 2—2 i 3—3,
- A_2, A_3 — powierzchnia przekrojów 2—2 i 3—3,
- γ_2, γ_3 — ciężar właściwy spalin w przekrojach 2—2 i 3—3,
- φ — współczynnik prędkości wypływu,
- k, R — średnie wartości wykładnika rozprężania izentropowego oraz stałej gazowej między przekrojami 2—2 i 3—3

po kilku prostych przekształceniach, związek między stosunkiem powierzchni przekrojów $\frac{A_2}{A_3}$ a stosunkiem

ciśnien $\frac{p_3}{p_{c2}}$:

$$\frac{A_2}{A_3} = \alpha_1 \left[\left(\frac{p_3}{p_{c2}} \right)^2 - \left(\frac{p_3}{p_{c2}} \right)^{\frac{k+1}{k}} \right]^{\frac{1}{2}} \quad (4)$$

gdzie:

$$\alpha_1 = 2 \left(\frac{k}{k-1} \frac{T_{c2}}{v_2^2} \right)^{\frac{1}{2}} \quad \text{— wielkość stała, w której wszystkie parametry znane są z obliczeń turbiny.}$$

Należy zauważyć, że stosunek powierzchni przekrojów $\frac{A_2}{A_3}$ występujący po lewej stronie zależności (4) ma wartość stałą, ponieważ powierzchnie tych przekrojów z reguły nie podlegają regulacji.

Natomiast stosunek ciśnień z prawej strony zależności (4) może być:

- a) podkrytyczny,
- b) krytyczny i nadkrytyczny.

Przypadek podkrytycznego stosunku ciśnień $\frac{p_3}{p_{c2}}$ ma miejsce wówczas, gdy istnieje nierówność:

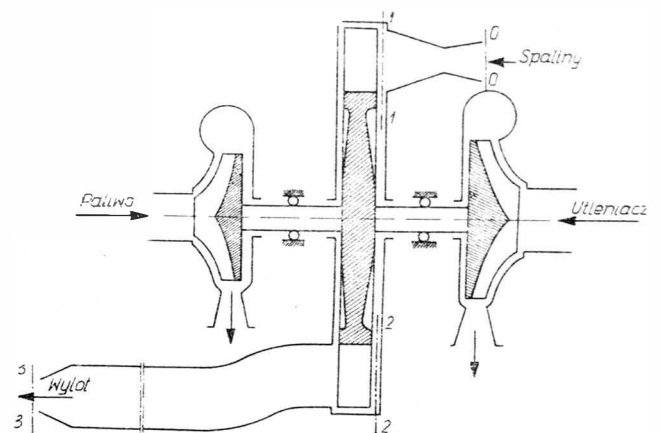
$$\frac{p_3}{p_{c2}} > \beta_{kr}$$

gdzie:

$$\beta_{kr} = \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k}{k-1}} \quad \text{— krytyczny stosunek ciśnień.}$$

Ponieważ występujący w zależności (4) stosunek powierzchni przekrojów $\frac{A_2}{A_3}$ zgodnie z przytoczonym wy-

żej wyjaśnieniem ma wartość ustaloną, przeto każdemu wzrostowi ciśnienia p_3 (na przykład wskutek szybkiego zmniejszenia wysokości lotu w stosunku do jej wartości obliczeniowej) musi towarzyszyć równoczesny wzrost ciśnienia p_{c2} . Ciśnienie zasilania turbiny p_{c1} można uważać za niezależne od ciśnienia p_3 i w tej sytuacji wzrost ciśnienia p_{c2} pociągnie za sobą zmniejszenie



2. Schemat turbinowego zespołu pompowego pracującego w otwartym układzie zasilania

szanie spadku ciśnienia na turbinie, w wyniku czego nastąpi spadek jej mocy i prędkości obrotowej. Turbina z reguły ma sztywne połączenie z pompami przelaczającymi ciekłe składniki materiału pędnego ze zbiorników do głowicy wtryskowej komory silnika, wobec czego spadek prędkości obrotowej turbiny napędzającej spowoduje równoczesne zmniejszenie wydatków składników materiału pędnego przez pompy. Ostatecznym wynikiem tych wzajemnie uwarunkowanych zmian będzie zmniejszenie ciśnienia w komorze silnika i zmniejszenie jego ciągu. Jeżeli (co się często zdarza) silnik wyposażony jest w regulator utrzymujący stałą prędkość obrotową zespołu pompowego lub stałe ciśnienie w komorze silnika i ustalający te parametry przez oddziaływanie na skład mieszanki w wytwornicy gazów zasilających turbinę, to istnieje niebezpieczeństwo przegrzania łopatek turbiny. W opisanej bowiem sytuacji jedynym sposobem przywrócenia poprzedniej mocy turbiny jest podwyższenie temperatury gazu zasilającego turbinę. Jeżeli nawet do przegrzania łopatek nie dojdzie, to na pewno wynikiem sytuacji przedstawiona poglądowo na rys. 1. Wahaniami prędkości obrotowej n towarzyszyć będą wahania ciśnień (wydatków) ciekłych składników dostarczanych do komory, które mogą wzmacniać pulsację ciśnienia spalin w komorze spalania, dając tym samym początek niestateczności małej częstotliwości. Z wyżej opisanych przyczyn przypadek stosunku ciśnień $\frac{p_3}{p_{c2}} > \beta_{kr}$ musi być wykluczony z obszaru zastosowań praktycznych.

Przypadek krytycznego i nadkrytycznego stosunku ciśnień $\frac{p_3}{p_{c2}}$ ma miejsce, gdy jest spełniona nierówność

$$\frac{p_3}{p_{c2}} < \beta_{kr}$$

Wówczas zmiany ciśnienia p_3 nie mogą mieć wpływu na ciśnienie p_{c2} za turbiną, ponieważ prawa strona zależności (4) będzie stała i jednakowa dla wszystkich stosunków ciśnień $\frac{p_3}{p_{c2}}$. Prędkość krytyczna ustalająca się w minimalnym (najczęściej wylotowym) przekroju kanału odprowadzającego spaliny będzie przechodziła w poddźwiękową również tylko przy naruszeniu tego warunku. Z wyprowadzonego powyżej wniosku wynika, że w tym obszarze turbina jest praktycznie odizolowana od wpływów wahań ciśnienia p_3 . Jeżeli zatem za ciśnienie p_3 uważać się będzie jego największą możliwą wartość (na przykład ciśnienie na poziomie morza) powiększoną o wielkość Δp niezbędną do pokonania oporów przepływu układu wylotowego, to bezpieczne ciśnienie za turbiną wyznaczy zależność:

$$p_{c2} = \frac{p_{\max} + \Delta p}{\beta_{kr}} \quad (5)$$

Ponieważ ciśnienie p_{c2} wyznaczone z zależności (5) gwarantuje uniezależnienie pracy turbiny od wpływów zmian ciśnienia otoczenia, przeto tylko ta jego wartość może mieć praktyczne zastosowanie.

Reasumując przytoczone wyżej rozważania można ostatecznie stwierdzić, że niezależność pracy turbiny od zmian ciśnienia otoczenia daje spełnienie zależności (5). Ta niezależność, to równoczesne zwiększenie odporności silnika na pracę z pulsacją ciśnienia, a tym samym zmniejszenie możliwości pojawienia się niestateczności małej częstotliwości. Równocześnie zaś stosunkowo duża wartość energii kinetycznej spalin opuszczających przewód odprowadzający może być wykorzystana do wytworzenia niewielkiego dodatkowego ciągu.

Literatura

Wasiliew A. P. i inni: „Osnovy teorii i rasczota ŻRD”, Moskwa 1967.
Alemasow W. E.: „Teoria rakietych dwigatielej”, Moskwa 1962

W czasie podchodzenia samolotu do lądowania w złych warunkach meteorologicznych równoczesna obserwacja przez kapitana statku wskazań przyrządów pokładowych i źródeł zewnętrznej widzialności jest b. utrudniona. W związku z tym towarzystwa lotnicze BEA i „Air France” zastosowały podział pracy załogi podczas podchodzenia do lądowania przy słabej widzialności: drugi pilot prowadzi samolot na przyrządy, kapitan przejmuje stery dopiero po ujrzeniu źródeł widzialności zewnętrznej.

PODZIAŁ PRACY ZAŁOGI SAMOLOTU W CZASIE PODCHODZENIA DO LĄDOWANIA W ZŁYCH WARUNKACH METEOROLOGICZNYCH

Powszechnie przyjętymi, chociaż oficjalnie nie zdefiniowanymi, minimami meteorologicznymi lądowania kat. I są podstawa chmur lub wysokość krytyczna 60 m i widzialność pozioma 800 m. Wszystkie towarzystwa lotnicze wprowadzające do eksploatacji samoloty odrzutowe starają się jak najprędzej umożliwić im lądowanie przy tych minimach.

Spośród towarzystw lotniczych eksploatujących swoje samoloty w warunkach meteorologicznych kat. I wyróżnia się BEA (British European Airlines). Towarzystwo to wprowadziło następujące minima meteorologiczne lądowania:

- w 1953 r. dla samolotów z napędem śmigłowym ustalono wysokość krytyczną 60 m i widzialność poziomą około 350 m (400 yd. lub 1200 ft)
- w 1960 r. dla samolotów z napędem odrzutowym ustalono wysokość krytyczną 60 m i widzialność poziomą około 450 m (500 yd. lub 1500 ft).

Wprowadzenie przez towarzystwo lotnicze BEA tak niskich minimów meteorologicznych kat. I możliwe było dzięki zastosowaniu odpowiedniego podziału pracy załogi podczas podejścia do lądowania. Zastosowany podział pracy załogi nazwano systemem nadzorowania podejścia do lądowania.

Podobny system podziału pracy załogi opracował Oddział Przewozów Poczтовых (Centre d'Exploitation Postale) towarzystwa lotniczego „Air France”.

Oba towarzystwa lotnicze doszły do wniosku, że wartość minimów meteorologicznych lądowania kat. I zabezpiecza czas potrzebny na przejście od obserwacji wskazań przyrządów pokładowych do obserwacji źródeł widzialności zewnętrznej. Zastosowanie właściwego podziału pracy załogi podczas podejścia do lądowania wyeliminowało potrzebę istnienia tego czasu.

System nadzorowania podejścia do lądowania stosowany przez BEA

Podstawą systemu nadzorowania podejścia do lądowania w złych warunkach atmosferycznych jest jednoczesne i całkowite wykorzystanie umiejętności obu pilotów. Zrozumienie założeń tego systemu ułatwi zestawienie problemów występujących w czasie podejścia do lądowania przeprowadzanego tradycyjnym sposobem przez jednego pilota przy ograniczonej widzialności poziomej. Problemami tymi są:

- trudność przejścia z obserwacji wskazań przyrządów pokładowych do obserwacji zewnętrznej podczas końcowej fazy podejścia do lądowania
- trudność w zachowaniu dokładnej kontroli lotu w czasie, kiedy uwaga pilota jest podzielona pomiędzy obserwację wskazań przyrządów pokładowych i obserwację zewnętrzną

- ograniczone możliwości sprawnego śledzenia zadania wykonywanego przez samego siebie
- różnorodne, zmienne czynniki psychologiczne, które wpływają na osąd pilota i jakość wykonywanego zadania, np. niepokój itp.
- brak pełnej możliwości kontroli wskazań przyrządów w czasie, gdy pilot zostanie zajęty innymi obowiązkami, szczególnie w chwili powstania sytuacji zagrażającej bezpieczeństwu lotu.

Spośród tych problemów najpoważniejszym jest trudność w przejściu z obserwacji wskazań przyrządów pokładowych do obserwacji zewnętrznej.

Rozpatrując problem podziału pracy w nowoczesnym samolocie należy pamiętać, że podstawowe jego zasady zostały sformułowane w czasach samolotów z załogą jednoosobową. Z tego czasu pochodziła tendencja przerzucania na przybywających członków załogi różnych, pomocniczych obowiązków, które, wydawało się, nie należały do głównego zajęcia pilota. Inaczej mówiąc, dążeniem było zachowanie nienaruszalności funkcji posługiwania się głównymi sterami samolotu. Idea ta utrzymała się w latach powojennych, pomimo zmiany warunków eksploatacji samolotów. Szczególnie jaszkrawo zarysowała się w roli i zajęciach pilota-kapitana. Stanowisko kapitana utrzymywało go w izolacji od pozostałych członków załogi i dawało mu niepodzielność funkcji podstawowego sterowania samolotem. Z tego powodu błędy, które zdarzały się w jego działaniu, mogły przejść nie wykryte i wywołać wypadek. Podejście do lądowania według wskazań przyrządów pokładowych tradycyjnie przeprowadzał kapitan. Sterując samolotem przez cały czas podejścia, podejmował na uprzednio wyznaczonej wysokości krytycznej najważniejszą decyzję — kontynuować podejście dalej, czy rozpocząć procedurę nieudanego podejścia do lądowania. W krytycznej chwili decyzja ta całkowicie zależała od jakości dostępnych wzrokowo zewnętrznych źródeł widzialności. Nie wolno mu było schodzić poniżej wysokości krytycznej bez zadowalającej widzialności ziemi lub światła podejścia i bez pewności, że utrzyma je w polu obserwacji przez pozostałą część podejścia i w czasie lądowania. Niestety, na ciężkim samolocie odrzutowym mającym dużą prędkość podejścia i nowoczesne charakterystyki sterowania staje się to skrajnie trudnym zadaniem.

Ograniczenia psychologiczne i fizjologiczne nie pozwalają pilotowi śledzącemu uprzednio przez dłuższy czas wskazania przyrządów pokładowych dostosować szybko wzroku do prawidłowej obserwacji zewnętrznych źródeł widzialności, objąć całościowo sytuację i podjąć prawidłowej decyzji na podstawie niejasnych i nie zaspokajających zdrowego rozsądku informacji, utrzymując przy tym dokładną kontrolę przebiegu lotu. Jednocześnie drugi pilot nie miał w czasie lądowania prawie żadnych zajęć.

Problem ten rozwiązano przez podzielenie zadań. Jeden pilot przeprowadza podejście do lądowania według wskazań przyrządów, a drugi przeprowadza lądowanie po ustaleniu zewnętrznych źródeł widzialności.

Kiedy wzrokowa obserwacja źródeł widzialności zewnętrznej zawodzi, pilot sterujący według wskazań przyrządów znajduje się w sytuacji pozwalającej mu na dalsze kontrolowanie lotu bez szczególnych trudności. Kiedy kapitan ujrzy źródła widzialności zewnętrznej, może przejąć stery i przeprowadzić lądowanie.

System nadzorowania wykorzystuje w pełni umiejętności obu pilotów, zabezpiecza właściwy podział uwagi i obciążenia pracą, a co najważniejsze pozwala kapitanowi nadzorować dokładnie wykonanie całej procedury lądowania. Drugi pilot steruje samolotem przez cały czas procedury, aż do osiągnięcia wysokości krytycznej. Do tego czasu kapitan jest zwolniony od koncentrowania uwagi na wskazaniach przyrządów pokładowych i może kontrolować czynności drugiego pilota. Równocześnie prowadzi łączność radiotelefoniczną z portem lotniczym. Ma także czas na rozważenie aktualnych warunków meteorologicznych i poleceń kontroli ruchu lotniczego na tle lokalnej sytuacji w powietrzu. Drugi pilot biorąc na siebie przez sterowanie samolotem większy udział w odpowiedzialności pomaga kapitanowi we właściwym podziale uwagi i pracy.

Kapitan przed osiągnięciem wysokości krytycznej powinien zakończyć wszystkie podstawowe czynności i skoncentrować uwagę na ustaleniu kontaktu wzrokowego z ziemią i światłami podejścia. Wzrokowe przeszukiwanie przestrzeni przed samolotem pozwala znacznie lepiej zaadaptować oczy do wykrywania źródeł światła i obiektów naziemnych, niż to jest możliwe po uprzednim wpatrywaniu się w przyrządy. Dzięki temu, często przed osiągnięciem wysokości krytycznej, ustala się zadowalający kontakt wzrokowy z ziemią, pozwalający na upewnienie się o prawidłowości przebiegu podejścia do lądowania.

Na wysokości krytycznej kapitan nie przejmując jeszcze sterów podejmuje decyzję, czy podejście do lądowania będzie kontynuowane, czy rozkaże drugiemu pilotowi wykonać procedurę nieudanego podejścia do lądowania.

Warunkiem zabezpieczającym niezawodność tego systemu jest konieczność odejścia na krąg przez drugiego pilota w przypadku braku lub przeciągającego się oczekiwanie na decyzję kapitana.

Kapitan po stwierdzeniu zadowalającej widzialności zewnętrznej informuje o tym drugiego pilota, przejmuje stery i wykonuje lądowanie.

Drugi pilot przez cały czas trwania podejścia do lądowania steruje samolotem według wskazań przyrządów pokładowych bez odwracania uwagi na inne czynności. W tym samym czasie kapitan po dokonaniu wszystkich czynności przed lądowaniem jest wolny i po osiągnięciu wysokości krytycznej może przyswajając sobie wszystkie informacje płynące z obserwacji zewnętrznej. W takiej sytuacji nie istnieje okres czasu potrzebny jednemu pilotowi do przejścia od obserwacji wskazań przyrządów pokładowych do obserwacji zewnętrznego układu odniesienia. Przekazanie sterowania przez drugiego pilota kapitanowi jest płynnym, skoordynowanym procesem, który nie ma przerwy wywołanej posługiwaniem się odrębnymi układami odniesienia.

Podejściu do lądowania systemem nadzorowania nie towarzyszy okres niezdecydowania istniejący podczas podejścia do lądowania metodą tradycyjną. Cała operacja ma przebieg spokojny. Znajduje się całkowicie w zakresie umiejętności i możliwości obu pilotów. Pozwala dokładnie kontrolować przebieg lotu z jednej strony i zestawiać informacje wzrokowe w całość z drugiej strony. Szczególnie kapitan ma wystarczającą rezerwę czasu i możliwości nadzorowania przebiegu podejścia do lądowania, ciągłego porównywania różnych informacji oraz kontrolowania wysokości lotu, prędkości i sygnałów radiowych. Dzięki temu każde, najmniejsze odchylenie zostaje natychmiast wykryte.

Kapitan nie będąc skoncentrowany na locie według wskazań przyrządów ma lepszy pogląd na całą sytuację i jest zdolny koncentrować się na tych czynnikach, które mogą wpłynąć na decyzję kontynuowania czy też przerwania podejścia do lądowania.

Wątpliwości pilotów w stosunku do systemu nadzorowania podejścia do lądowania wynikają z możliwości zmiany wyważenia samolotu przy przejściu sterowania, mniejszych umiejętności drugiego pilota w zakresie lotu według przyrządów oraz konieczności prowadzenia łączności słownej między pilotami.

System nadzorowania podejścia do lądowania nie jest idealnym rozwiązaniem wszystkich problemów związanych z bezpiecznym sprowadzaniem samolotu na ziemię. Jednak logika tego systemu przekonała liczne towarzystwa lotnicze i pilotów, że samoloty najnowszych generacji mogą być eksploatowane bezpiecznie tylko wtedy, kiedy obowiązki załogi są właściwie podzielone.

Powodzenie zastosowania systemu nadzorowania podejścia do lądowania zależy od dwu czynników:

- system musi być stosowany przez wszystkich pilotów danego towarzystwa lotniczego. Pozwoli to z powodzeniem współpracować pilotom nie latającym przedtem ze sobą
- umiejętności lotu według wskazań przyrządów drugich pilotów muszą być doprowadzone do określonego, standardowego poziomu. Kapitanowie muszą być pewni, że poziom ten przez odpowiedni trening jest stale utrzymywany. Należy podkreślić, że jest to

klucz do uzyskania zgody kapitanów na stosowanie tego systemu.

Wkład drugiego pilota w system nadzorowania podejścia do lądowania jest istotną częścią całości. W praktyce stwierdzono, że odpowiedzialność drugiego pilota bardzo szybko podnosi jego umiejętności i zaufanie do nich. Dzięki temu drudzy piloci bardzo wysoko oceniają taki sposób latania i chętnie biorą w nim udział.

Popularny jest zarzut, że system ten może spowodować u kapitanów zmniejszenie umiejętności latania według wskazań przyrządów. Zapobiega temu ćwiczenie podejścia do lądowania w dobrych i średnich warunkach meteorologicznych. Do tej pory problem ten nie zaistniał w żadnym towarzystwie lotniczym. Stosując system nadzorowania nie zanotowano spadku poziomu umiejętności kapitanów.

System nadzorowania podejścia do lądowania stosowany przez „Air France”

Oddział Przewozów Poczтовых (Centre d'Exploitation Postale) towarzystwa lotniczego „Air France” opracował na podstawie 17-letniego doświadczenia własny system nadzorowania podejścia do lądowania. Podstawą do opracowania tego systemu stały się doświadczenia zebrane podczas kilkuset lądowań przy wysokości decyzji 30 m i widzialności poziomej w zakresie 0–500 m. Wprowadzenie systemu nadzorowania podejścia do lądowania wiąże się ze stosowaną w „Air France” zasadą: „niezależnie od warunków meteorologicznych podanych z ziemi pilot jest obowiązany podejść do lądowania z obniżeniem lotu do obowiązującej wysokości decyzji”. Zasada ta pozwala pilotom zapoznać się z warunkami i problemami lotu na małej wysokości przy ograniczonej widzialności poziomej. Przyczyniła się ona do szybkiego rozwoju doświadczenia, umiejętności i wiedzy w tym zakresie.

Założenia systemu nadzorowania są praktycznie takie same jak w towarzystwie lotniczym BEA. Stwierdzono, że przy małych wysokościach decyzji pilotowi pozostaje bardzo krótki okres czasu na przeniesienie obserwacji ze wskazań przyrządów pokładowych na zewnętrzne źródła widzialności. Jednocześnie w tej fazie lotu stałość toru samolotu warunkuje prawidłowe podejście do lądowania i lądowanie. Trudności spełnienia tego warunku przez jednego pilota doprowadziły do podziału zajęć pomiędzy kapitana i drugiego pilota. Drugi pilot tak jak w systemie angielskim utrzymuje samolot na właściwym torze lądowania; w tym czasie kapitan nadzoruje przebieg lotu i poszukuje źródeł widzialności zewnętrznej. Od wysokości 100 m mechanik pokładowy zaczyna raz na sekundę czytać głośno wysokość lotu pokazywaną przez radiowysokościomierz. Po minięciu wysokości decyzji 30 m kapitan na podstawie jakości widzialności zewnętrznej podejmuje decyzję o lądowaniu. Jeśli widzialność jest zadowalająca, przejmuje stery i wykonuje lądowanie. Jeśli widzialność jest niezadowalająca, poleca przejść do lotu poziomego, a następnie wykonać procedurę nieudanego podejścia do lądowania lub odlotu na lotnisko zapasowe.

Wraz ze zbliżaniem się do wysokości decyzji kapitan na ogół dostrzega już blask świateł podejścia. Jednak w wielu przypadkach ograniczona widzialność pozioma zaciera perspektywę wyznaczoną światłami pasa startowego. Z tego powodu kapitan utrzymując światła podejścia w polu widzenia musi uważnie słuchać odczytów wysokości przekazywanych przez mechanika pokładowego. W tym systemie ogromną rolę odgrywa radiowysokościomierz. Przyrząd ten daje pilotowi jedyną możliwość potwierdzenia, czy obserwowana wysokość lotu nad linią świateł podejścia jest zgodna z rzeczywistością. Najmniejsza niewiarygodność wskazań jest powodem natychmiastowego odejścia na drugie okrajenie.

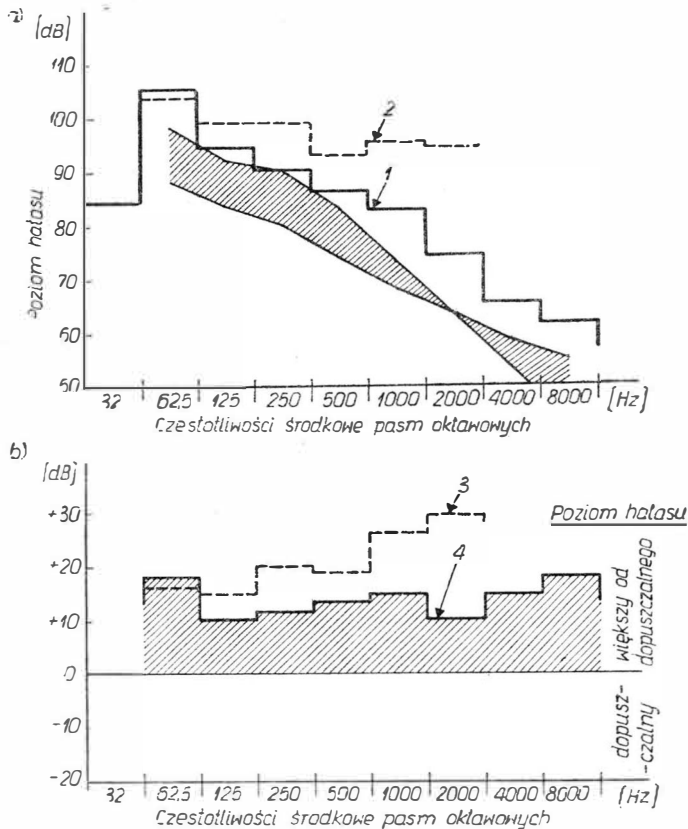
System nadzorowania podejścia do lądowania stosuje się w załogach mających podobny poziom umiejętności zawodowych i doświadczenia. W związku z tym przyjęto politykę utrzymywania stałych załóg w tych miesiącach roku, w których występują najgorsze warunki meteorologiczne.

W artykule omówiono zasady działania nauszników przeciwhałasowych, opisano rodzaje poddanych badaniom nauszników dla pilotów — m.in. nauszników polskiej konstrukcji — i przedstawiono wyniki badań przeprowadzonych metodą obiektywną i obejmujących skuteczność tłumienia hałasu przez nauszniki oraz wpływ nauszników na zrozumiałość mowy i możliwości lokalizacji dźwięków. Omówiono poza tym zmiany, jakie należy wprowadzić w nausznikach polskiej konstrukcji, aby mogły one w pełni zabezpieczać przed hałasem pilotów samolotów An-24.

Wyniki badań nauszników przeciwhałasowych PILOTÓW SAMOLOTÓW PASAŻERSKICH

W zakończeniu artykułu pt. „Badania hałasu i drgań na krajowych samolotach pasażerskich” („Technika Lotnicza i Astronautyczna” 1969 nr 7) stwierdzono, że hałas występujący zarówno w kabinie pasażerskiej, jak również w kabinie pilotów samolotów typu An-24 jest większy od dopuszczalnego, a zmniejszenie występującej w związku z tym szkodliwości można uzyskać m.in. przez stosowanie przez pilotów ochrony słuchu o odpowiedniej skuteczności tłumienia.

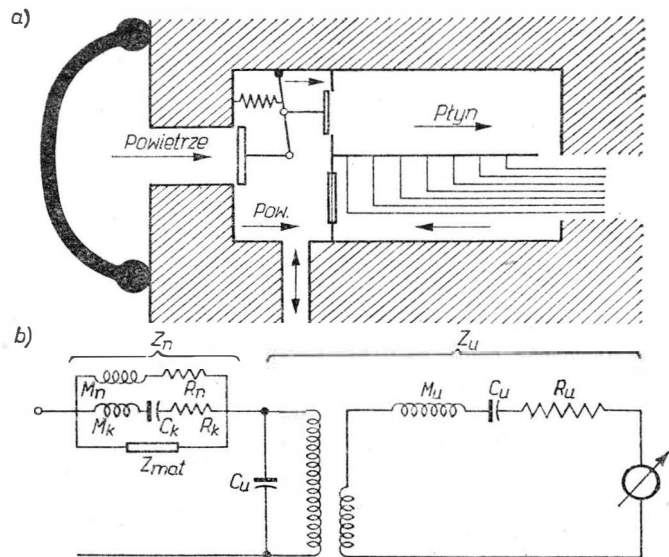
Punktem wyjścia rozważań na ten temat będą warunki akustyczne, jakie występują w kabinie pilotów podczas normalnego lotu. Na rysunku 1a linią łamaną ciągłą 1 przedstawiono szczytowe uśrednione wartości widma hałasu w pasmach jednooktawowych wewnątrz tej kabiny podczas wznoszenia i lotu poziomego (porównaj rys. 4 — „Technika Lotnicza i Astronautyczna” 1969 nr 7), a linią łamaną przerywaną 2 — po otwarciu okien kabiny podczas kołowania samolotu po wylądowaniu. Oba widma zostały pokazane na tle pasa zakreskowego ukośnie w prawo — pasem tym oznaczono graniczne dopuszczalne wartości intensywności hałasu wg normy ZSRR MAP nr 6123-50 (krzywa ograniczająca pas od góry) i normy stosowanej przez angielskie linie lotnicze BEA (krzywa ograniczająca pas od dołu). Z omawianego rysunku łatwo zauważyć, że szczytowe wartości obu widm przekraczają dla wszystkich mierzonych pasm graniczne dopuszczalne wartości intensywności hałasu przyjęte dla kabin pilotów samolotów pasażerskich. Jeżeli teraz w celu zabezpieczenia pilota przed nadmiernym hałasem zaopatrzy się go w ochronę słuchu w postaci specjalnych nauszników przeciwhałasowych, wówczas do jego uszu dojdzie będą z zewnątrz dźwięki o zmniejszonej intensywności. Zmniejszenie to — nazywane skutecznością tłumienia dźwięku — powinno dla omawianych warunków akustycznych wynosić co najmniej tyle decybeli, o ile poszczególne szczytowe wartości widma hałasu wewnątrz kabiny pilotów przekraczają wartości dopuszczalne. Na rysunku 1b linia łamana ciągła 3 ilustruje dla poszczególnych pasm częstotliwości maksymalne wartości tego przekroczenia w odniesieniu do warunków wznoszenia i lotu poziomego, a linia łamana przerywana 4 — dla warunków podczas kołowania.



1. a) Szczytowe wartości widma hałasu wewnątrz kabiny pilotów samolotu An-24 w zestawieniu z krzywymi normowymi, b) Wartości przekroczeń poziomu dopuszczalnego odniesione do oktaowych pasm częstotliwości

Ogólne zasady działania nauszników przeciwhałasowych

Skuteczność tłumienia dźwięku dowolnej ochrony słuchu zależy od trzech zasadniczych czynników, a mianowicie: szczelności przylegania tej ochrony do powierzchni otaczającej małżowinę uszną, od izolacyjności akustycznej materiału lub układu, z którego ochrona została wykonana, wreszcie od częstotliwości drgań własnych ochrony traktowanej jako ciało stałe.



2. Narząd słuchu z nausznikiem przeciwhałasowym: a) schemat poglądowy mechaniczny, b) schemat elektryczny

Wszystkie podane powyżej czynniki decydują o wartości przenikalności akustycznej γ danej ochrony słuchu, którą podobnie jak w przypadku izolacyjności akustycznej przegrody określa stosunek ciśnienia dźwięku p_u w kanale ucha zewnętrznego do ciśnienia dźwięku p_z na zewnątrz zastosowanej ochrony. Można więc napisać, że $\gamma = \frac{p_u}{p_z}$

Na rysunku 2a pokazano w sposób schematyczny narząd słuchu z założonym nausznikiem, a na rysunku 2b — schemat elektryczny tego układu. Jak widać z tego rysunku, o wartości akustycznej oporności falowej Z_n nauszника decydują trzy elementy, a mianowicie wielkość szczeliny powietrznej między nausznikiem a powierzchnią otaczającą małżowinę uszną (M_n, R_n), drgania nauszника jako ciała stałego (M_k, C_k, R_k) oraz izolacyjność (Z_{mat}) samego nauszника. Jeżeli przez Z_u (patrz rys. 2b) określi się akustyczną oporność falową ucha wewnętrznego, środkowego, bębenka oraz warstwy powietrza w kanale ucha zewnętrznego i pod muszlą nauszника, to można wówczas napisać następującą zależność:

$$\frac{p_u}{p_z} = \frac{S_o}{S_i} \frac{Z_u}{Z_n + Z_u}$$

gdzie:

- S_o — powierzchnia głowy określona przez zewnętrzną krawędź poduszki uszczelniającej
- S_i — powierzchnia głowy określona przez wewnętrzną krawędź poduszki uszczelniającej nauszника.

Z podanego równania wynika, że aby osiągnąć dużą wartość tłumienia dźwięku, Z_n powinno być duże, natomiast Z_u małe.

Mała wartość $\frac{S_o}{S_i}$ oznacza wąską poduszkę nauszника, co jest niewygodne i zwiększa nieszczelności. Dlatego też należy dążyć do uzyskania stosunkowo dużych wartości tego stosunku — dla przeciętnych warunków

$$\frac{S_o}{S_i} \geq 2.$$

Nieszczelnościom zapobiega się przez odpowiednie ukształtowanie muszli nauszника oraz stosowanie w miejscu zetknięcia z głową poduszek uszczelniających. Nieszczelności pogarszają charakterystykę skuteczności tłumienia danego nauszника przede wszystkim w odniesieniu do małych częstotliwości.

O drganiach nauszника jako ciała stałego decyduje sztywność skóry otaczającej małżowinę, sztywność poduszki i sztywność pałaka oraz masa nauszника. Ponieważ sztywność skóry jest wartością niezmienną, zmniejszenie drgań nauszника można uzyskać przez stosowanie poduszek o elastycznych ściankach napełnionych wewnątrz materiałem o dużej lepkości, np. gliceryną, woskiem, itp., które w podwyższonej temperaturze ciała miękną. Poduszki takie poza dużym tłumieniem wewnętrznym dobrze przylegają do ucha.

Akustyczna oporność falowa Z_u składa się z oporności ucha wewnętrznego, środkowego i bębenka, a więc wartości dla danego osobnika niezmiennych, oraz oporności warstwy powietrza pod muszlą nauszника. Ponieważ oporność falowa tej warstwy jest odwrotnie proporcjonalna do jej objętości, a wprost proporcjonalna

do kwadratu powierzchni głowy S_i określonej przez wewnętrzną krawędź poduszki nauszniaka, aby uzyskać dużą wartość tłumienia dźwięku (Z_n małe), muszla nauszniaka powinna obejmować dużą objętość powietrza, natomiast powierzchnia S_i powinna być mała. Prowadzi to do konstruowania głębokich muszli.

Ponieważ nauszniaki, podobnie jak wkładki, lepiej tłumią dźwięki o większych częstotliwościach, w nauszniakach przeciwhałasowych przeznaczonych do celów specjalnych stosowane są układy złożone z rezonatorów typu Helmholtza, aby w ten sposób poprawić skuteczność tłumienia w zakresie małych częstotliwości. Stosowanie rezonatorów pozwala na lepsze przystosowanie charakterystyki skuteczności tłumienia danej pary nauszniaków do warunków, w jakich ma ona pracować

Przedmiot badań

Nauszniaki przeciwhałasowe stosowane w lotnictwie są zazwyczaj zaopatrzone w instalację, która służy do po-

ły one od strony ucha osłonięte gumową podatną osłoną, w nauszniakach *c* zostały wykonane w postaci płaskiego bakelitowego krążka (\varnothing 4 cm) i nie są niczym osłonięte. W nauszniakach *a* doprowadzenie instalacji przez muszlę jest uszczelnione.

Zasadniczo inną konstrukcję muszli mają nauszniaki *b*. Są to w zasadzie słuchawki przeznaczone do odbioru radiowego, które zaopatrzone w łatwo zdejmowane okrągłe muszle w kształcie talerzyków wykonanych z odpowiednio ukształtowanych i sklejenych ze sobą elementów gumowych. Od strony ucha muszle są zakryte płóciennymi okrągłymi pokrowcami.

W tabelicy podano charakterystyczne dane nauszniaków *a*, *b* i *c*.

Metodyka badań

Badanie charakterystyk skuteczności tłumienia dźwięków można wykonywać dwiema metodami — subiektywną i obiektywną.

3. Nauszniaki przeciwhałasowe stosowane przez pilotów

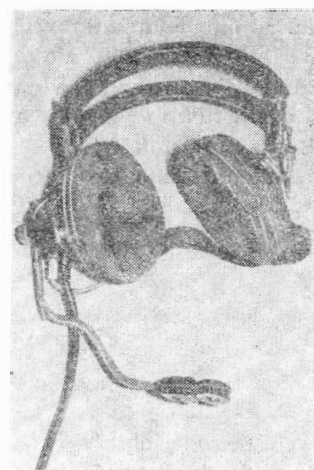


4. Nauszniaki przeciwhałasowe produkcji:

a) angielskiej



b) radzieckiej



c) polskiej

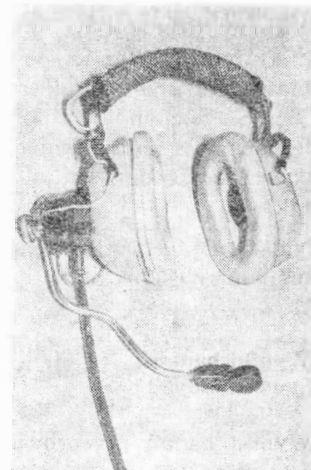


Tabela. Dane nauszniaków trzech typów

Nausz-niki	Ciężar całości [kG]	Objętość muszli [cm ³]	Powierzchnia S_o [cm ²]	Powierzchnia S_i [cm ²]	Nacisk [kG]
<i>a</i>	0,605–0,61	162	72	21	0,70
<i>b</i>	0,46–0,47	110	70,8	44	1,10
<i>c</i>	0,45–0,475	204	74	23	0,60

rozumiewania się pilota drogą radiową z ziemią oraz z pozostałymi członkami załogi. Główne elementy tej instalacji to mikrofon i słuchawki.

Na rysunku 3 pokazano takie nauszniaki po założeniu ich na głowę, a na rysunku 4 — trzy pary nauszniaków lotniczych, które były badane w celu określenia ich własności akustycznych. Poszczególne pary nauszniaków składają się z dwóch muszli połączonych sprężystym pałąkiem. W nauszniakach *a* i *c* muszle zostały wykonane z tworzywa sztucznego i wyłożone wewnątrz warstwą gąbki poliuretanowej, a od zewnętrznej strony zaopatrzone w poduszkę uszczelniającą wypełnioną gliceryną.

W nauszniakach *a* i *c* wewnątrz każdej z muszli znajdują się słuchawki, przy czym w nauszniakach *a* zosta-

Badania prowadzone metodą subiektywną przeprowadza się w warunkach zbliżonych do swobodnego pola akustycznego, a więc w pomieszczeniu o dużej chłonności akustycznej, najlepiej w pomieszczeniu bezpogłosowym. Badania przeprowadza się na grupie złożonej z co najmniej dziesięciu osób o normalnym слуху. Podczas badań w odległości 1–2 m naprzeciw osoby badanej umieszcza się głośnik połączony z generatorem akustycznym. Poszczególne sygnały o częstotliwościach środkowych 62,5, 125, 250, 500, 1000, 2000, 4000 i 8000 Hz podaje się początkowo tak cicho, aby nie można było ich słyszeć, a następnie wzmacnia aż do chwili, kiedy badana osoba dany sygnał usłyszy. W chwili tej powinna ona nacisnąć guzik świetlnego urządzenia sygnalizującego i trzymać go przyciśnięty przez cały okres czasu kiedy sygnał dźwiękowy jest przez nią słyszany. W dowolnym odstępście czasu osłabia się intensywność podawanego sygnału, aż do chwili kiedy badana osoba przestanie go słyszeć.

W niewielkiej odległości od ucha badanej osoby powinien znajdować się mikrofon połączony z miernikiem poziomu dźwięku zaopatrzonym w filtry oktafowe odpowiadające pasmom częstotliwości sygnałów podawanych z generatora. Na mierniku odczytuje się poziom dźwięku w chwili zapalania się lub gaśnięcia

lampki urządzenia sygnalizacyjnego. Badania powtarza się kilkakrotnie w celu określenia średniej dla danej osoby wartości progowej poziomu dźwięku bez ochrony, a następnie z ochroną. Badania przeprowadzone pojedynczo ze wszystkimi osobami wybranej grupy pozwalają na obliczenie statystycznie reprezentatywnej średniej wartości skuteczności tłumienia danej ochrony słuchu odpowiadającej poszczególnym częstotliwościom.

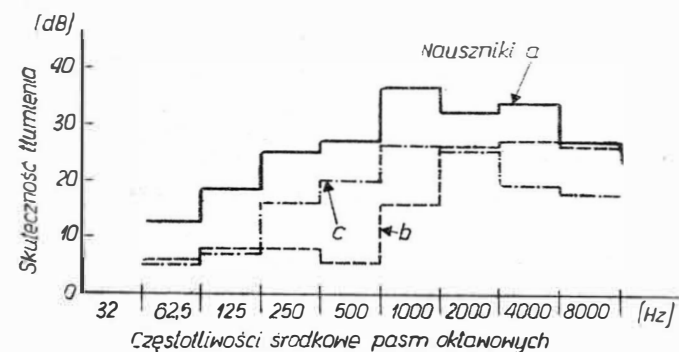
Badania prowadzone metodą obiektywną przeprowadza się w ten sposób, że podobnie jak w metodzie subiektywnej badana osoba siedzi naprzeciw głośnika, z którego są podawane sygnały dźwiękowe. Intensywność tych sygnałów powinna być zbliżona do intensywności hałasu, w którym badane nauszники mają być stosowane. W niewielkiej odległości od ucha badanej osoby (ok. 0,5 m) umieszcza się mikrofon połączony z automatycznym dwukanalowym przełącznikiem. Z przełącznikiem tym jest połączony również drugi identyczny mikrofon wsunięty pod nausznik znajdujący się na głowie badanej osoby. Na wyjściu przełącznika znajduje się analizator tercjoowo-oktawowy, za pomocą którego są mierzone przez filtr oktawowy — odpowiadający częstotliwości sygnału podawanego z generatora — poziomy dźwięku na przemian z obu wymienionych mikrofonów. Wyniki pomiarów — zapisywane automatycznie przez pisak rejestrujący — ilustrują więc różnice poziomów natężenia dźwięku na zewnątrz i wewnątrz nauszника, a w funkcji częstotliwości — charakterystykę skuteczności tłumienia danego nauszника.

Należy dodać, że do badań są stosowane mikrofony o średnicy 6,35 mm.

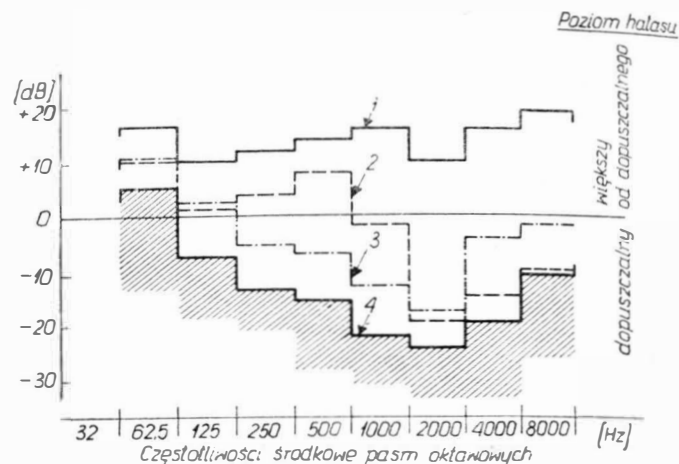
Wyniki badań

Skuteczność tłumienia

Wyniki badań przeprowadzonych metodą obiektywną zestawiono w postaci charakterystyk skuteczności tłumienia na rysunku 5. Jak widać z rysunku, skuteczność tłumienia poszczególnych nauszników wzrasta ze wzrostem częstotliwości, dla zakresu 500—4000 Hz skuteczność ta osiąga wartości optymalne, powyżej 4000 Hz jej wartość maleje. Spośród przebadanych największą skutecznością odznaczają się nauszники *a*, następnie *c*. Na rysunku 6 linia łamana ciągła *1* ilustruje dla poszczególnych pasm częstotliwości maksymalne wartości przekroczenia hałasu w odniesieniu do warunków wznoszenia i lotu poziomego dla przypadku, kiedy nie zastosowano żadnych indywidualnych ochron słuchu (porównaj rys. 1b — linia 3), linia łamana kreskowa *2* dla przypadku zastosowania nauszników *b*, linia łamana punktowa *3* dla przykładu zastosowania nauszników *c* i linia łamana ciągła z ukośnym zakreskowaniem *4* dla przypadku zastosowania nauszników *a*. Jak widać z rysunku, po zastosowaniu nauszników *a* i *c* intensywność poszczególnych poziomów hałasów (prócz pasma o częstotliwości środkowej 62,5 Hz) zmniejszyła się do poziomu dopuszczalnego, to znaczy, że po zastosowaniu tego typu nauszników poziom hałasu dochodzący do uszu pilotów podczas wznoszenia i lotu poziomego został stłumiony do wartości dopuszczalnej.



5. Charakterystyki skuteczności tłumienia dźwięków poszczególnych par badanych nauszników



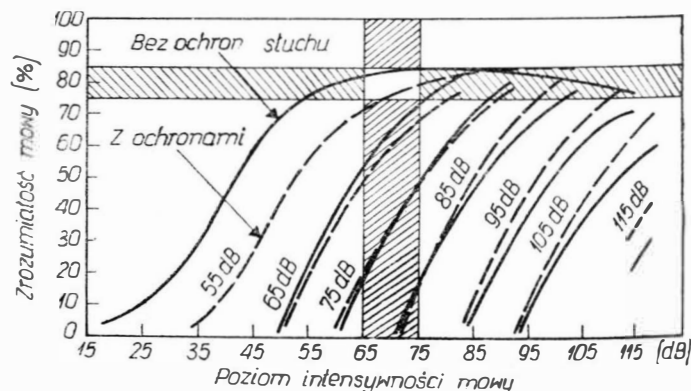
6. Wartości obniżenia poziomu hałasu w kabine samolotów An-24 po zastosowaniu poszczególnych par nauszników

Zastosowanie nauszników *b* nie zabezpiecza w sposób wystarczający przed hałasem, ponieważ poszczególne poziomy hałasu wewnątrz muszli tego nauszника w dalszym ciągu przekraczają dopuszczalny poziom hałasu.

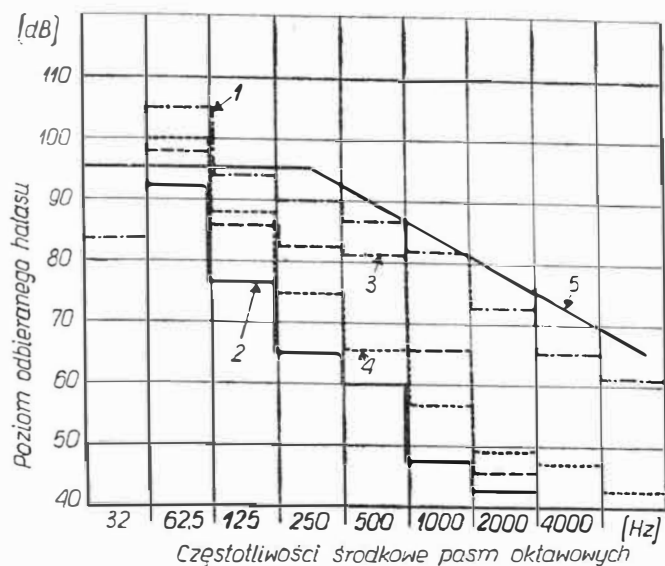
Zastosowanie nauszników *b* nie zabezpiecza w sposób wystarczający przed hałasem, ponieważ poszczególne poziomy hałasu wewnątrz muszli tego nauszника w dalszym ciągu przekraczają dopuszczalny poziom hałasu.

Zrozumiałość mowy

Rysunek 7 ilustruje wpływ, jaki wywiera zastosowanie ochron słuchu na zrozumiałość mowy w hałasie o różnej intensywności. Pas odpowiadający poziomowi 65—75 dB, a więc typowy dla rozmowy prowadzonej normalnym głosem, zakreskowano ukośnie w prawo, pas odpowiadający zrozumiałości mowy 75—85%, a więc zrozumiałości przyjętej za dostateczną, zakreskowano w lewo. Przy porozumiewaniu się głosem normalnym w hałasie o poziomie 65 dB (linia ciągła) zrozumiałość mowy jest zaledwie dostateczna. Po za-



7. Wpływ stosowania ochron słuchu na zrozumiałość mowy prowadzonej w hałasie o różnej intensywności



8. Szczytowe wartości widma hałasu odbieranego przez pilota samolotu An-24 przed i po założeniu poszczególnych par badanych nauszników w zestawieniu z krzywą zrozumiałości mowy

stosowaniu ochrony słuchu (linia przerywana) rozmowa prowadzona w tych samych warunkach jest gorzej rozumiana, a dla polepszenia zrozumiałości konieczne jest mówienie głosem podniesionym. Sytuacja wyraźnie się zmienia w przypadku występowania hałasu o poziomie większym od 85 dB. W hałasie takim zrozumiałość mowy bez ochrony jest gorsza, a zastosowanie odpowiedniej ochrony zrozumiałość tę poprawia. Naturalnie, jest to możliwe tylko do pewnej granicy. W hałasie o poziomie 105 dB, a więc w hałasie, który występuje w kabinie pilotów, zastosowanie ochrony powinno zwiększać zrozumiałość mowy o ok. 10%, zrozumiałość ta bez ochrony byłaby bowiem niedostateczna; porozumiewanie się bezpośrednio w hałasie większym od 105 dB jest praktycznie rzecz biorąc niemożliwe.

W przypadku konieczności porozumiewania się głosem należy dobierać ochrony o takiej charakterystyce tłumienia, aby w zakresie występowania głównych formatów głosek (200—3500 Hz) tłumienie tych ochron było mniejsze. Poza tym należy zwrócić uwagę na fakt następujący: w przypadku konieczności prowadzenia rozmowy z ochronami na uszach osoba mówiąca — aby uzyskać wystarczającą zrozumiałość — musi zwiększyć natężenie głosu, chociaż wydaje się jej, że mówi głosem normalnym.

Na rys. 8 pokazano cztery charakterystyki widmowe hałasu odbieranego słuchem przez pilota, a mianowicie 1 — bez ochrony słuchu, 2 — z nausznikami *a*, 3 — z nausznikami *b* i 4 — z nausznikami *c* na tle krzywej zrozumiałości mowy 5. Jak widać z rysunku, zrozumiałość mowy jest utrudniona w przypadku niezastosowania żadnej ochrony oraz w przypadku zastosowania nauszników *b* i *c*.

Lokalizacja sygnałów akustycznych

Stosowanie przeciwhałasowych ochron słuchu nie wywiera większego wpływu na dokładność lokalizacji sygnałów akustycznych pod warunkiem, że poziom odbieranego przez nauszniki dźwięku jest większy od 55 dB, a tłumienie jednakowe dla obu uszu. Występowanie dźwięków cichszych stwarza trudności w zloka-

lizowaniu słuchem miejsca ich występowania, przede wszystkim z tyłu głowy; w tym przypadku błąd dochodzi do ok. 80°. Zdjęcie lub zsuniecie muszli nauszniaka tylko z jednego ucha utrudnia lokalizowanie miejsca występowania dźwięków, zwłaszcza z tyłu głowy oraz po stronie ucha, na którym nadal znajduje się nauszniak; w tym przypadku błąd dochodzi do ok. 120°.

Wnioski

Wyniki pomiarów charakterystyk tłumienia dźwięku badanych nauszników potwierdzają słuszność założeń teoretycznych omówionych w ogólnych zasadach działania nauszników przeciwhałasowych. Stosunkowo najgorsze własności akustyczne mają nauszniki *b*, a więc nauszniki mające najmniejszą objętość muszli (patrz tablica) oraz stosunek $\frac{S_o}{S_i} = 1,6$. Nauszniki te są poza tym niewygodne w noszeniu wskutek stosunkowo dużego nacisku wąskich okrągłych obrzeży muszli nauszników na głowę.

Niewątpliwie najlepsze własności z punktu widzenia wymagań akustycznych mają nauszniki *a*. Ich wadą jest stosunkowo duży ciężar. Jednakże solidność wykonania, jak i jakość wykończenia szczegółów tych nauszników korzystnie odróżnia te nauszniki od pozostałych.

Ponieważ nauszniki *c* są produkowane seryjnie w kraju (oczywiście bez instalacji radiowej nadawczo-odbiorczej), poza tym pod względem własności akustycznych stanowią klasę pośrednią między nausznikami *a* i *b* oraz nie mają zasadniczych wad budowy, które by je dyskwalifikowały, wydaje się, że mogłyby one po dokonaniu pewnych modyfikacji i ulepszeń znaleźć zastosowanie w warunkach akustycznych kabin pilotów samolotów typu An-24. W przypadku takiej decyzji należałoby zwrócić uwagę na:

- uszczelnienie przejść kabli oraz innych elementów mocujących instalację radiową przez ścianki muszli nauszniaka,
- osłonięcie materiałem dźwiękochłonnym gładkich powierzchni słuchawek radiowych znajdujących się wewnątrz tych muszli,
- poprawienie własności tłumienia dźwięków w odniesieniu do pasma o częstotliwości 62,5 Hz przez ewentualne rozpatrzenie możliwości doprojektowania elementu rezonansowego do tłumienia drgań powietrznych o takiej częstotliwości,
- zastąpienie materiału zastosowanego na poduszki uszczelniające materiałem bardziej elastycznym i o lepszej jakości,
- zastąpienie skokowej regulacji długości pałąka łączącego obie muszle regulacją ciągłą.

Reasumując należy stwierdzić, że: zastosowanie nauszników *a* lub zmodyfikowanych i ulepszonych nauszników *c* powinno zabezpieczyć pilotów przed szkodliwym oddziaływaniem hałasu występującego w kabinach samolotów typu An-24.

Stosowanie podobnych nauszników przeciwhałasowych na innych samolotach wymaga przeprowadzenia pomiarów widmowych hałasu wewnątrz kabin pilotów tych samolotów i konfrontacji przekroczeń poziomu dopuszczalnego z charakterystykami skuteczności tłumienia dźwięku tych nauszników w sposób analogiczny do podanego w niniejszym artykule.

Przeprowadzone badania nie obejmowały sprawności działania i zrozumiałości informacji przenoszonych przez radiową instalację nadawczo-odbiorczą. Zagadnienie to wymaga odrębnych badań.

Muzeum Lotnictwa w Krakowie

W Muzeum Lotnictwa w Krakowie byłem dwa lata temu. Taką zresztą nosiło już nazwę wówczas, jakkolwiek nie było to nic innego, jak zbiorowisko cennych rupieci. Ta właśnie rupieciarnia w ciągu niespełna dwóch lat przekształcona została w piękną ekspozycję. Dla ścisłości należy wyjaśnić, że cały personel muzeum składa się tylko z pięciu osób, a przecież ten charakter ekspozycji wiąże się nawet z poważnym wysiłkiem fizycznym.

W tej chwili śmiało możemy powiedzieć, że posiadamy w Polsce Muzeum Lotnictwa, które w perspektywie stanowić może wyjątkowe wartości techniczne i historyczne.

Warto również wspomnieć, że tego typu muzealnictwo nie jest rozwinięte i na całym świecie naliczyć można zaledwie kilkadziesiąt muzeów technicznych. Jeśli natomiast chodzi o ekspozycje wyłącznie lotnicze, jak to ma miejsce w Krakowie, to na pewno nie ma ich więcej niż 20. Sądzę jednak, że nasze tradycje, umiłowanie lotnictwa, a przede wszystkim rola samolotu, jaką ten spełnił w okresie drugiej wojny światowej, stanowią dostateczną podstawę istnienia Muzeum Lotnictwa. Znając naszą młodzież, a także zainteresowanie lotnictwem wśród osób starszych, zakres pracy muzeum znacznie można rozwinąć.

Mamy w Polsce różnego typu muzea, mają one protektorów i opiekunów. Czy jednak jakakolwiek gałąź techniki (chodzi tu o muzealnictwo techniczne) może mieć tak liczną rzeszę sympatyków co lotnictwo. Mamy przecież w naszym kraju Klub Seniorów Lotnictwa, Klub Sprawozdawców Lotniczych przy SDP, sekcje lotnicze SIMP i SITK, są wojska lotnicze, Ministerstwo Komunikacji. Całkowicie wystarczy, jeśli do tego dojdą zapaleńcy, jak inż. Leja i Czarnecki, jak dyr. Muzeum Techniki inż. Ługowski czy wrzescie kier. Muzeum Lotnictwa mgr Marian Markowski.

Przesadą byłoby twierdzić, że wiele samolotów eksploatowanych w latach pięćdziesiątych stanowi już zabytki muzealne. A jednak dynamiczny rozwój techniki lotniczej powoduje, że liczba eksponatów w muzeach lotniczych szybko wzrasta.

W gruncie rzeczy w muzeach tego typu jest znacznie więcej eksponatów znanych nam jeszcze z okresu praktycznego zastosowania, aniżeli rzeczy starych, z początku naszego stulecia.

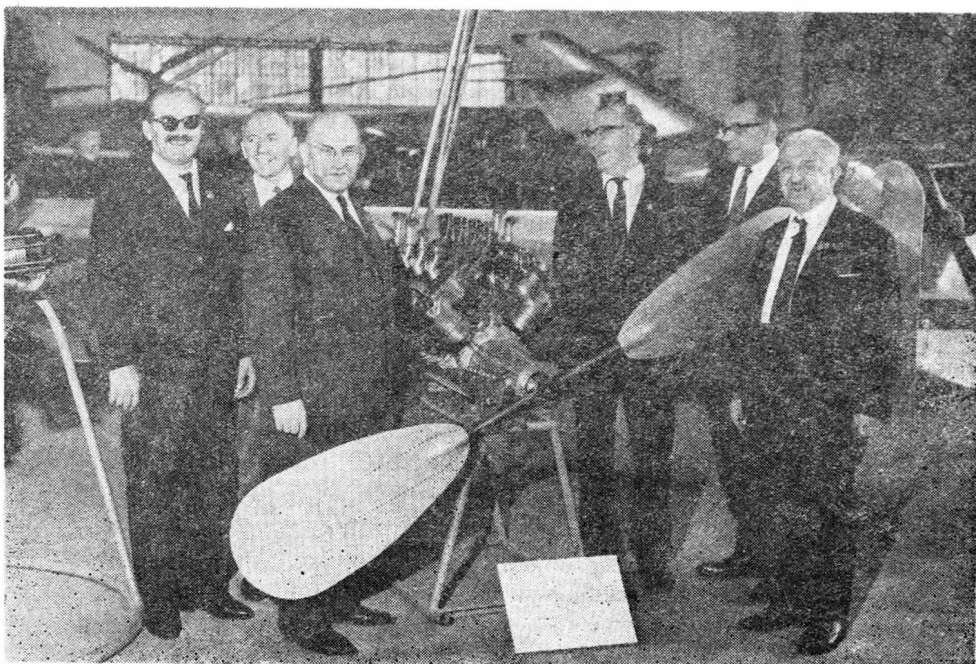
Powstaje pytanie, jak mogły zachować się pewne pozycje, jeśli to co zebrano w okresie międzywojennym zostało zniszczone podczas okupacji. Po zakończeniu drugiej wojny światowej długo należało czekać na siedzibę w Krakowie. Skąd jednak tak unikalne eksponaty, powiedzieć można — jedyne na świecie? Wiele spośród tych eksponatów znajdowało się w stanie całkowitego zniszczenia, a ich rekonstrukcja wymagała nielada zręczności i znajomości przedmiotu. Dokonano tego systemem chałupniczym, bowiem muzeum nie dysponuje zapleczem warsztatowym. Wymieńmy niektóre z nich:

● Oryginalny silnik produkcji francuskiej „Antoinette” z 1907 r. Moc silnika 32 KM. Silnik, skonstruowany przez L. Levasseura i Gastembide’a, odnosił duże sukcesy w latach 1907—1909.

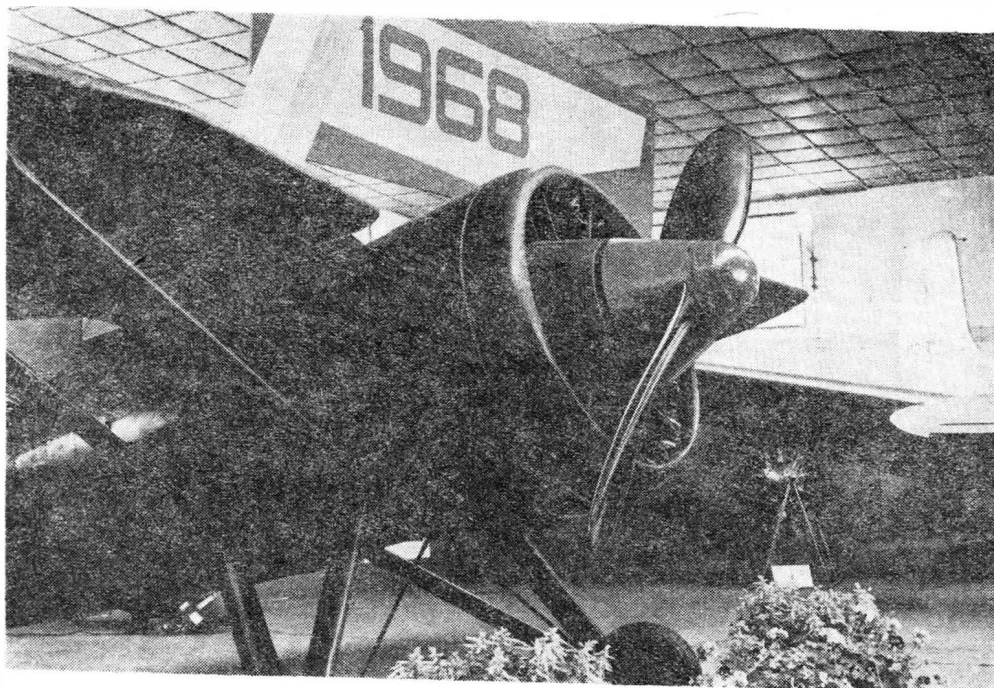
● Samolot myśliwski P-11C, który brał czynny udział w działaniach bojowych w 1938 r. Latał na nim plk. Wacław Król — wówczas zastępca dowódcy 121 eskadry. Istnieje przypuszczenie, że samolot ten, z numerem bocznym „2”, po skończonej kampanii wrześniowej znalazł się w muzeum wojskowym w Berlinie. Z zagrożonego Berlina ewakuowano muzeum, a nasza „2” znalazła się w chłopskiej stodole, w rejonie Czarnkowa w woj. poznańskim. Po zakończeniu działań wojennych samolotem zaopiekował się inż. Jan Czarnecki. Samolot przetransportowano na lotnisko w Kobylnicy, a następnie do Wrocławia, gdzie początkowo miało powstać muzeum lotnictwa, i w końcu do Krakowa, gdzie złote ręce konserwatorów-amatorów doprowadziły go do stanu, w jakim pokazany jest na zdjęciu.

● PWS-26 — dwumiejscowy samolot treningowy, na którym kpt. Piorunkiewicz walczył pod Kockiem.

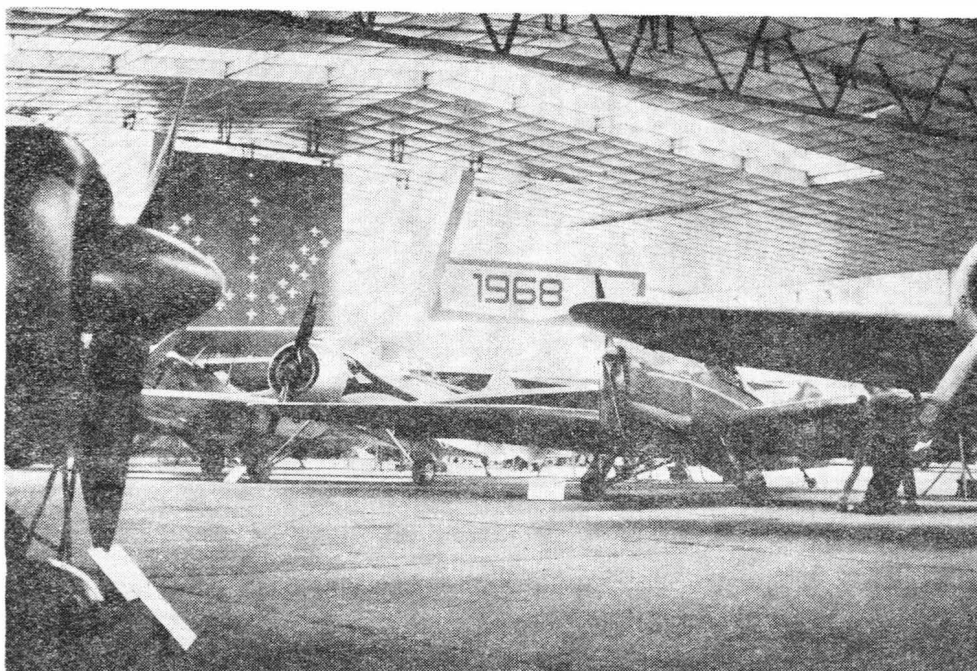
Trudno wymienić wszystkie eksponaty, ale nie można pominąć i takich, które stanowią już unikalne pozycje dla wielu muzeów lotnictwa. W Krakowie znajduje się pierwszy samolot De Havilland z 1909 r. Jego droga do



1. Silnik „Antoinette” o mocy 32 KM z 1907 r.



2. Samolot PZL P-11C. W głębi widoczne usterzenie samolotu MD-12



3. Fragment ekspozycji w dniu otwarcia Muzeum Lotnictwa. Widoczny w głębi na lewo dwupłatowiec to samolot PWS-26

krakowskiego muzeum była podobna jak samolotu P-11C. Tu znajdują się również szczątki pierwszego Fokkera z 1910 r. W najbliższym czasie dwa wymienione zabytki muzealne doprowadzone zostaną do pierwotnego stanu.

Poza ekspozycją lotniczą, rekonstrukcjami samolotów Bleriota i Farmana, zapoczątkowano również gromadzenie rakiet. Są już pierwsze polskie rakiety meteorologiczne.

Niezwykle cennym działem muzeum jest biblioteka. Nie byłoby w tym nic dziwnego, gdyby nie fakt licznych białych kruków. Łącznie znajduje się tutaj ponad 10 tys. pozycji, między innymi japońskie, greckie, argentyńskie. Są tu wszystkie regulaminy challenge'ów i takie książki, jak „Luftschiffahrt” R. F. Marchanela, wydanej w 1850 r. w Lipsku.

Ostatnio prezes Związku Polaków w Argentynie przekazał dla muzeum stare gazety w języku hiszpańskim. Znajdują się w nich artykuły pełne podziwu dla takich lotników, jak Skarżyński czy Makowski.

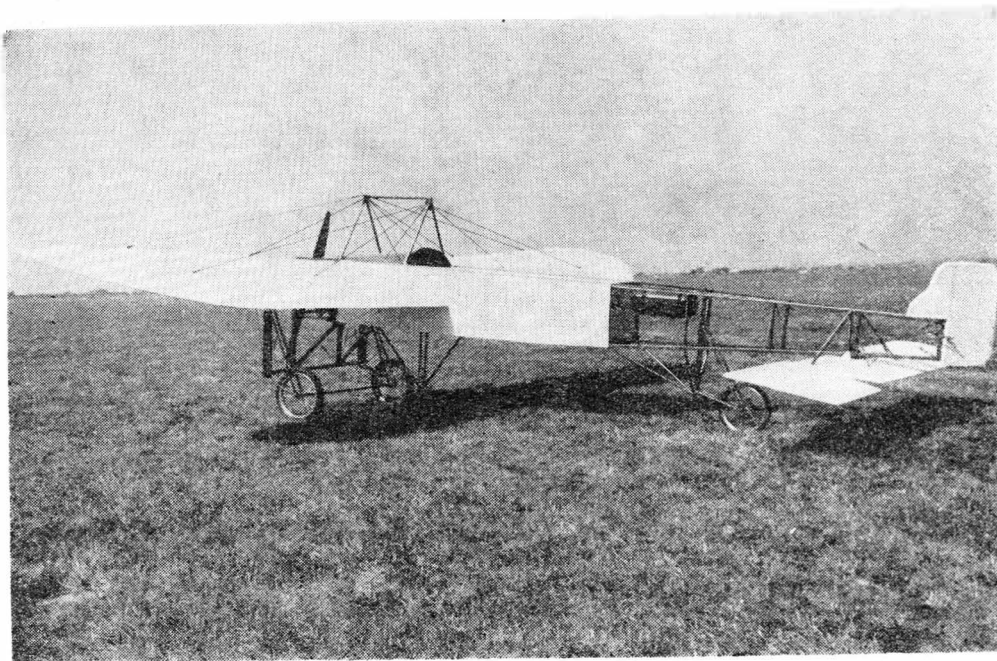
Dotychczas sądzono, że pierwszymi pilotami w Ameryce Łacińskiej byli Niemcy. Tymczasem z informacji

przekazanych przez wspomnianego prezesa wynika, że pierwszymi byli Polacy.

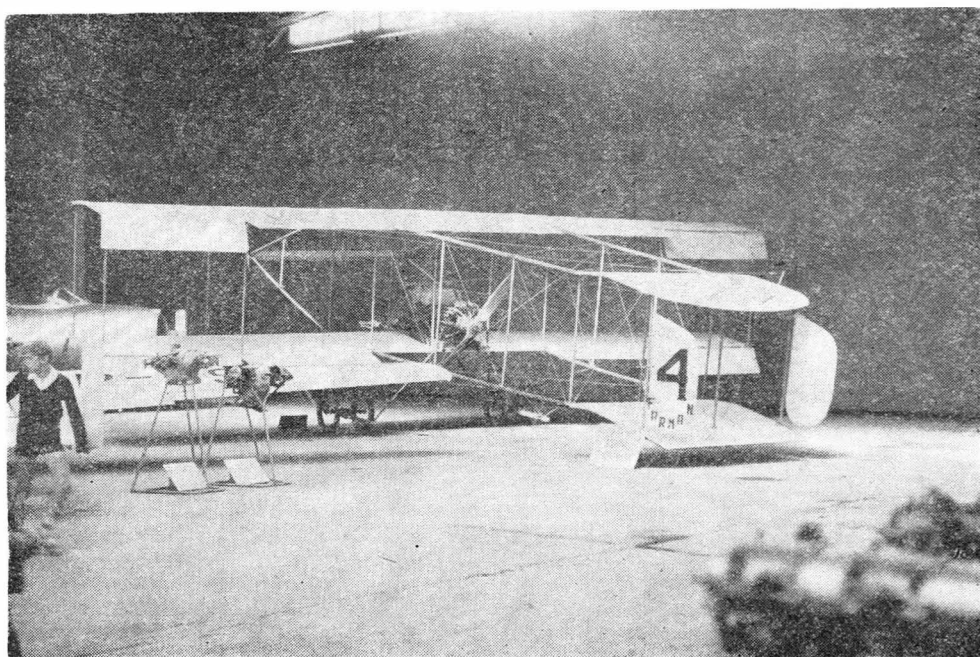
Brak jest natomiast lotniczej prasy krajowej. Zdekompletowane są roczniki *Skrzydlatej Polski* i *Techniki Lotniczej*. Informuję o tym w nadziei, że może ktoś z naszych czytelników dysponuje zbiorami takimi i mógłby je przekazać do muzeum.

Z dniem 1 stycznia 1970 r. Muzeum Lotnictwa przechodzi pod opiekę Ministerstwa Komunikacji. Zaznaczmy, że do tej pory było ono filią Muzeum Techniki NOT w Warszawie. Jakkolwiek kierownik muzeum dużo obiecuje sobie w nowym układzie organizacyjnym, to jednak istniejący stan w dużej mierze zawdzięczać należy wielkiej klasy znawcy muzealnictwa, dyr. Ługowskiemu. Krakowskie muzeum nie zostało potraktowane marginesowo i mimo olbrzymich trudności finansowych i technicznych doprowadzone zostało do stanu, jaki przedstawia dzisiaj.

Muzeum posiada zbyt ograniczone pomieszczenia, jeden hangar wystarcza jedynie na historyczną część sprzętu lotniczego, tymczasem stale należałoby uzupełniać zbior



4. Rekonstrukcja samolotu Bleriot wykonana przez P. Zołotowa



5. Rekonstrukcja samolotu Farman

ry pozycjami współczesnymi. Jak to jest ważne, niech świadczą fakty. W Krakowie znajduje się samolot Tu-2. Jest to nie tylko jedyny egzemplarz w Polsce, ale także w krajach demokracji ludowej. ZSRR nie posiada u siebie podobnego egzemplarza. Podobnie wygląda sytuacja z samolotem pasażerskim MD-12.

Niezwłocznie potrzebne jest dla muzeum odpowiednie zaplecze techniczne w postaci warsztatów remontowych zarówno dla silników jak i dla płatowców, zaplecze magazynowe, pomieszczenie administracyjne itp.

Zbiory Muzeum Lotnictwa należą do wyjątkowo niewygodnych w sensie zajmowanej powierzchni. Niestety nie może być mowy o modelach, które zastąpiłyby oryginały. Jeśli jednak mowa o modelach, to na pewno cennym okazałyby się dział modelarstwa, makiet samolotów świata, makiet pojazdów kosmicznych, modelarstwa lotniczego, mundurów lotniczych itp. Wymienione pozycje nie zajmowałyby dużo miejsca, a stanowiłyby cenne uzupełnienie.

W tej chwili są to sugestie, o których zresztą od dawna myśli mgr Markowski. Potrzebna jest jednak w tym zakresie pomoc. Czy wystarczy pomoc materialna projektora?

Na pewno nie. Potrzebna tu jest pomoc wspomnianych na wstępie instytucji.

Muzeum Lotnictwa jest sprawą wszystkich, którym lotnictwo leży na sercu. W czym może wyrazić się ta pomoc? Przede wszystkim w zbieractwie wszystkiego co ma związek z lotnictwem. Stary mundur, książka czy odznaka, np. z okresu pierwszej wojny światowej — niech to wszystko trafi do Muzeum.

Znaleźli się już tacy, którzy bezinteresownie opracowali dokumentację na zaplecze (płk. Moląg). Teraz są jednak potrzebne środki na wykonawstwo. Formę pomocy dla muzeum należy dopiero opracować. Mogą to być cegiełki, może to być inny sposób pomocy. Aktorzy, artyści, pisarze ogłaszają akcje budowy muzeów ku czci swoich sławnych kolegów, dlaczego olbrzymia rzesza lotników i sympatyków lotnictwa nie miałaby postąpić podobnie?

Proponuję powołać społeczny komitet rozbudowy Muzeum Lotnictwa i Astronautyki oraz zapoczątkować zbiórkę środków na ten cel. Stronę organizacyjną zamierzenia może wziąć na siebie jedno ze stowarzyszeń SIMP lub SITK.

PERSPEKTYWY LOTNICTWA KOMUNIKACYJNEGO DALEKIEGO ZASIĘGU

2-3 października 1969 r. odbyła się w Warszawie Konferencja Naukowo-Techniczna „Lotnictwo komunikacyjne dalekiego zasięgu” zorganizowana przez Sekcję Główną Komunikacji Lotniczej Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Komunikacji oraz Sekcję Lotniczą Oddziału Warszawskiego SITK. Przy opracowywaniu tematyki konferencji oraz referatów wzięły udział Sekcja Lotnicza Stowarzyszenia Inżynierów Mechaników Polskich oraz, po raz pierwszy, Polskie Towarzystwo Ekonomiczne.

Celem Konferencji było przedstawienie i przedyskutowanie celowości i możliwości uruchomienia oraz eksploatacji linii dalekiego zasięgu w Polsce. Na konferencję opracowano 17 szczegółowych referatów obejmujących:

- zagadnienia ekonomiczne, prawne i handlowe,
- zagadnienia techniczno-operacyjne (które opublikowano w wydawnictwie konferencji).

W czasie konferencji wygłoszony został referat generalny opracowany na podstawie referatów specjalistycznych. Oceniając perspektywy rozwoju komunikacji lotniczej w oparciu o badania prognostyczne prowadzone przez producentów sprzętu lotniczego, zarządy portów lotniczych, przedsiębiorstwa lotnicze oraz międzynarodowe organizacje, jak IATA czy ICAO, zakłada się, że światowe przewozy lotnicze wzrastać będą w tempie około 14% rocznie, co wyrazi się liczbą 850 mln pasażerów w 1980 r.

Spośród wszystkich potoków przewozowych najbardziej interesujący jest rynek długodystansowych przewozów pasażerskich, tzn. na odległości powyżej 4000 km, gdzie transport lotniczy uzyskał obecnie niemalże monopol.

Lotnictwo komunikacyjne dalekiego zasięgu stanowi także najbardziej rentowną działalność towarzystw przewozowych, a jednocześnie świadczy o randze transportu lotniczego danego kraju w światowym systemie lotniczych przewozów międzynarodowych.

Toteż po przewozy na długich trasach sięgają coraz to inne kraje, w tym i małe, jak Grecja i Austria, które otworzyły ostatnio linie do Ameryki Północnej. W roku 1970 regularne loty atlantyckie rozpoczęła fińska linia lotnicza „Finair” i czechosłowackie CSA. Spośród mniejszych krajów socjalistycznych loty długodystansowe mają wkrótce uruchomić węgierski „Malev” oraz „Interflug” NRD (linie do Afryki), które w tym celu zamówiły samoloty Il-62.

Uruchomienie lotów na trasach długodystansowych stanowi obecnie również podstawowy problem dla polskiej komunikacji lotniczej. Po bliskim już pełnym zaspokojeniu potrzeb rynku przewozów na liniach europejskich wydłużanie linii na inne kontynenty jest nie tylko poważnym źródłem wzrostu wpływów dewizowych i rentowności lotów zagranicznych, lecz również jedynym warunkiem dalszego dynamicznego rozwoju komunikacji lotniczej w Polsce.

Problemy lotnictwa komunikacyjnego dalekiego zasięgu interesują szerokie kręgi specjalistów lotniczych w Polsce i właśnie tym zagadnieniom poświęcona była konferencja naukowo-techniczna w dniach 2-3 października 1969 r. Przebieg obrad i wypowiedzi w dyskusji wykazały potrzebę podjęcia tej tematyki i udowodniły, że dalszy rozwój transportu lotniczego w PRL wymaga niezwłocznych

decyzji w tym zakresie, zwłaszcza w odniesieniu do komunikacji lotniczej na długich trasach.

Wnioski konferencji opracowane na podstawie referatów specjalistycznych, referatu generalnego oraz dyskusji w czasie obrad są następujące:

Wniosek ogólny

Przebieg obrad i wypowiedzi w dyskusji wykazują ogólną zgodność poglądów z materiałami przygotowanymi na konferencję oraz z referatem generalnym.

W związku z tym przyjmuje się wymienione materiały i prosi władze SITK o przekazanie referatu generalnego i uchwalonych na konferencji wniosków odpowiednim władzom państwowym i instancjom partyjnym w celu ich wykorzystania przy podejmowaniu decyzji odnośnie do spraw w nich poruszonych.

Zebrań na konferencji specjaliści traktują wyniki obrad jako swój wkład w realizację uchwał II Plenum, dotyczących wyboru selektywnych kierowników rozwoju gospodarki narodowej.

Wnioski szczegółowe

Wniosek 1: Kierunki rozwoju sieci linii lotniczych PLL „Lot”

Konferencja wykazała, że dalszy rozwój transportu lotniczego w PRL wymaga niezwłocznie utworzenia linii dalekiego zasięgu, przede wszystkim na trasie północnoatlantyckiej.

Uruchomienie tej linii jest najbardziej uzasadnione istniejącym rynkiem, w tym również zapotrzebowaniem Polonii Amerykańskiej oraz opłacalnością dewizową. Nieuruchomienie tej linii w najbliższych latach spowodowałoby pogłębienie opóźnienia polskiego transportu lotniczego w stosunku do lotnictwa światowego.

Już obecnie Polska znajduje się na ostatnim miejscu w Europie, jeśli chodzi o wartości przewozów lotniczych na głowę mieszkańca i pod względem wartości międzynarodowych przewozów lotniczych (poza Albanią, nie mającą linii lotniczych).

Przed wszystkim jednak nieuruchomienie linii dalekiego zasięgu oznaczałoby utratę szansy poważnego zwiększenia uzysków dewiz z eksportu usług lotniczych oraz odpowiedniego zwiększenia udziału komunikacji lotniczej w poprawie bilansu płatniczego kraju już w najbliższym 5-leciu. Istnieją warunki uruchomienia takiej linii w oparciu o wadziński sprzęt dalekiego zasięgu (samolot Il-62).

Uruchomienie linii dalekiego zasięgu nie powinno oznaczać rezygnacji z rozwoju przewozów europejskich, którego tempo będzie jednak zwolnione ze względu na ograniczoną wielkość rynku.

Wniosek 2: Warunki sprostania konkurencji w światowym transporcie lotniczym

Dla sprostania zadaniom wynikającym z uruchomienia połączenia dalekiego zasięgu konieczne będzie wzmocnienie organizacji PLL „Lot”.

Wzmocnienia wymaga nie tylko baza techniczna. Aby przedsiębiorstwo mogło skutecznie konkurować ze swoimi partnerami handlowymi, konieczne jest przyznanie mu odpowiednich uprawnień

w zakresie większej samodzielności eksploatacyjno-handlowej.

Rosnąca wartość przewozów pasażerskich i towarowych wymaga również sukcesywnego rozwiązywania zagadnień związanych z ich obsługą.

Dla optymalnego wykorzystania samolotów dalekiego zasięgu i urządzeń naziemnych związanych z ich obsługą konieczne będzie nawiązanie ścisłej kooperacji techniczno-eksploatacyjnej z innymi przedsiębiorstwami lotniczymi eksploatującymi ten sam typ samolotów.

Wniosek 3: Kadry lotnicze

Konferencja stwierdza niedostateczny dopływ kwalifikowanych kadr do lotnictwa cywilnego.

Jest to problem istotny ze względu na szybki postęp techniczny w tej dziedzinie i konieczność szkolenia młodej kadry odpowiednio przygotowanej do przyszłych zadań.

Wymaga to pokazania perspektyw rozwojowych lotnictwa cywilnego i stworzenia odpowiedniej atmosfery w szerokich kręgach społeczeństwa oraz warunków zachęcających do pracy w tej dziedzinie.

Wniosek 4: Lotniska i zabezpieczenie tras lotniczych

Uruchomienie linii dalekiego zasięgu jest możliwe w oparciu o istniejące lotnisko Warszawa-Okecie. Przy sukcesywnym doinwestowywaniu lotniska Okecie, uwarunkowanym wzrostem przewozów lotniczych (niezależnie od uruchomienia linii dalekiego zasięgu), zabezpiecza ono wykonanie zadań aż do roku 1980.

Przewidywany wzrost przewozów lotniczych wskazuje na konieczność uruchomienia drugiego lotniska komunikacyjnego dla ruchu zagranicznego w rejonie Warszawy około roku 1980, uwzględniającej perspektywy rozwoju transportu lotniczego do roku 2000.

Ponadto dla zabezpieczenia ruchu lotniczego w kraju istnieje potrzeba pilnego doinwestowania lotnisk i dróg lotniczych, w celu poprawy ich poziomu technicznego i umożliwienia wykonywania lotów nocnych i w trudnych warunkach atmosferycznych.

Potrzeby te — związane z bezpieczeństwem ruchu na terenie kraju — nie mogą obciążać rachunku ekonomicznego uzasadniającego uruchomienie linii dalekiego zasięgu, gdyż są niezależne od istnienia tych linii.

Wniosek 5: Sprawa prac studialnych

Konferencja stwierdziła potrzebę szerszego prowadzenia prac studialnych w zakresie lotnictwa cywilnego.

Wnioskuje się znalezienie form organizacyjnych włączenia do tych prac odpowiednich placówek naukowych i naukowo-badawczych oraz specjalistów zrzeszonych w stowarzyszeniach technicznych i ekonomicznych.

Wniosek 6: Konferencje naukowo-techniczne i informacja

Konferencja potwierdziła potrzebę organizowania dalszych konferencji naukowo-technicznych związanych z problematyką lotnictwa cywilnego oraz zaznajomienia społeczeństwa z tą problematyką w czasopiśmie technicznych i ekonomicznych oraz w prasie codziennej.

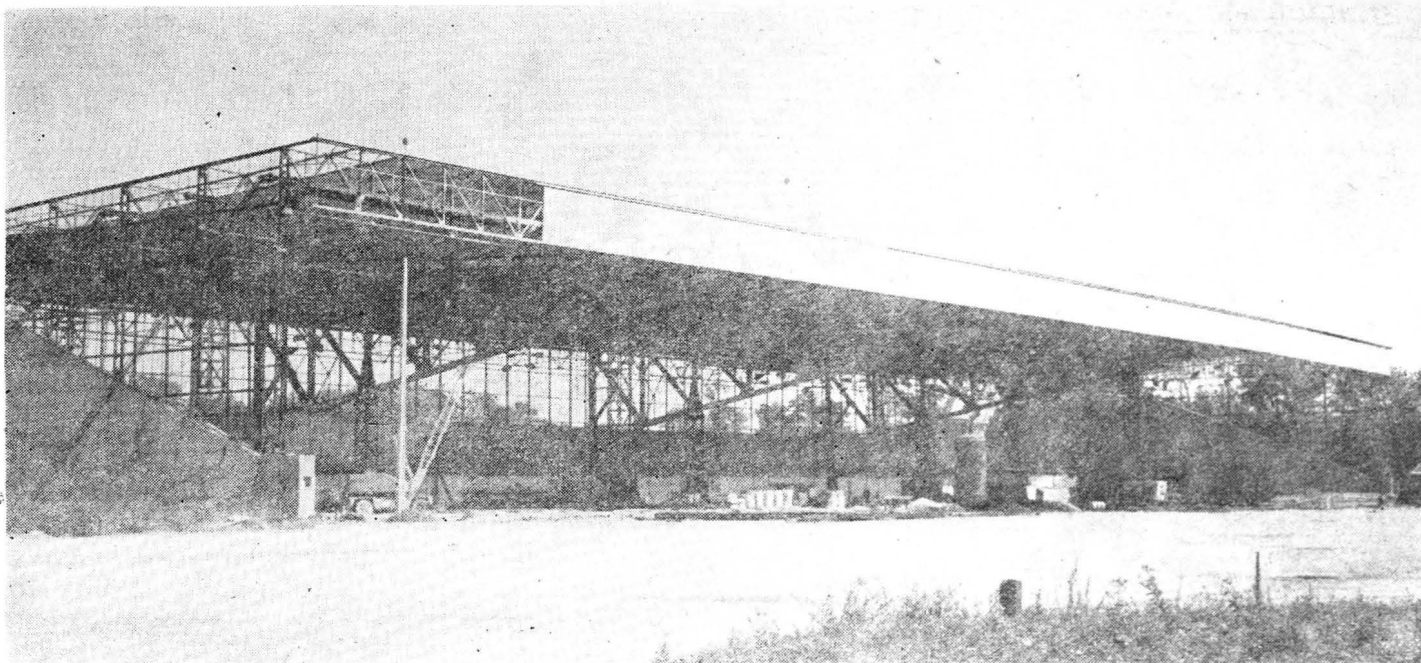
PRENUMERATE

TECHNIKI LOTNICZEJ i ASTRONAUTYCZNEJ

przyjmuje

ZAKŁAD KOLPORTAŻU WCT NOT WARSZAWA, ul. Mazowiecka 12

telefon 26-80-16



Nowo budowany hangar Międzynarodowego Portu Lotniczego — rozpiętość 168 m, głębokość 50 m, wysokość 15,5 m

Zamierzenia i plany PLL „Lot”

Kierownictwo PLL „Lot” co kilka miesięcy informuje dziennikarzy lotniczych (Klub Publicystów Lotniczych) o swoich planach na najbliższą przyszłość. Ostatnia konferencja prasowa odbyła się 4 września 1969 r. i połączona została z wizytą na lotnisku, gdzie pokazano nam nowo budowany hangar oraz zaplecze magazynowe Międzynarodowego Dworca Lotniczego.

W czasie konferencji o założeniach rozwojowych „Lotu” poinformował dyr. Wilanowski. A oto kilka danych z jego wypowiedzi. Sieć połączeń PLL „Lot” wynosiła w połowie br. 40 143 km, w tym linii zagranicznych 33 731 i krajowych 6142. Posiadamy aktualnie połączenia z 26 portami lotniczymi położonymi na trzech kontynentach oraz z 9 miastami wojewódzkimi w kraju.

Warto podkreślić, że ostatnio uruchomiono połączenia z Bydgoszczą. Uruchomienie tej linii doszło do skutku dzięki inicjatywie, a przede wszystkim przy pomocy władz i ludności Bydgoszczy.

Dla usprawnienia ruchu krajowego ważne znaczenie miało zwolnienie przez recepcję zagraniczną dotychczasowych pomieszczeń dworcowych i wydzielenie ruchu krajowego od zagranicznego. Zaznaczyć tu należy, że PLL „Lot” legitymuje się najwyższym na świecie wskaźnikiem wykorzystania powierzchni handlowej, który wynosi na połączeniach krajowych 75%.

Unowocześnienie sprzętu i inne przedsięwzięcia organizacyjno-techniczne powodują, że „Lot” świadczy usługi coraz sprawniej. Ważne również jest to, że „Lot” ma bardzo wysokie wskaźniki przyrostu przewozów. Utrzymanie się obecnych przyrostów (około 20% rocznie) pozwoli szybko przekroczyć 1 milion pasażerów.

Jest jednak wiele zadań stojących przed przedsiębiorstwem, które należy rozwiązać niezwłocznie. Są to zadania, które wyznaczają kierunki dalszego rozwoju przedsiębiorstwa. Na globie ziemskim coraz trudniej jest wejść na określone rynki. Poszukiwanie najdogodniejszych kierunków wymaga bardzo gruntownych studiów. W zamierzeniach „Lotu” kryją się bardzo ambitne plany, lecz do tego potrzebne są określone środki, a przede wszystkim decyzja.

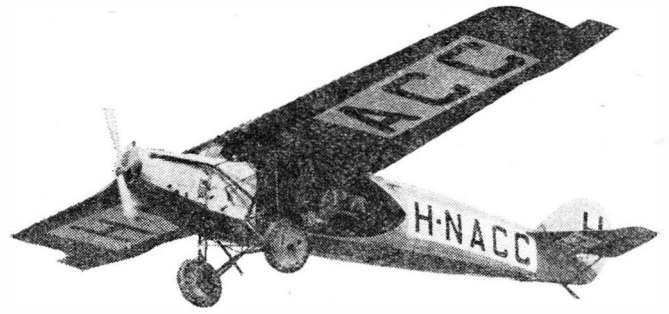
W planach przewiduje się uruchomienie połączeń przez północny Atlantyk, do Karaczi i do północno-zachodniej Afryki. Wejście jednak na wymienione rynki wymagać będzie zasadniczej modyfikacji sprzętu z jednoczesnym przystosowaniem zaplecza.

Jeśli w ogóle mamy zamiar wchodzić na wspomniane szlaki, a niektóre z nich mają przecież dać początek dalszych połączeń, należy to uczynić niezwłocznie. Uruchomienie połączeń dalekiego zasięgu leży w interesie kilku resortów. Efekty ekonomiczne z uruchomienia nowych połączeń będą niewątpliwe, z tym jednak, że każdy dzień opóźnienia działa na naszą niekorzyść. Wydaje się, że właśnie u zainteresowanych resortów należałoby szukać pomocy finansowej.

Działać należy niezwłocznie. Za kilka lat będzie za późno, może zabraknąć na rynku lotniczym miejsca. A gdzie nasze bogate tradycje i dobre imię polskiego pilota?

„Lot” potrzebuje pomocy i w tym zakresie publiczności lotniczy mogliby ją okazać. Rzetelna i obiektywna informacja o lotnictwie to zasadnicze powódzenie w kształtowaniu rynku.

Dr Bronisław Dostatni



Samolot Fokker F-III z lat dwudziestych

Nieliczne przedsiębiorstwa lotnicze mają tak bogatą tradycję oraz określone tempo rozwoju jak KLM (Koninklijke Luchtvaart Maatschappij). W tym roku KLM obchodzi 50 rocznicę swojego istnienia, a rozwinięta w tym czasie sieć lotnicza objęła cały glob ziemski.

W parku lotniczym KLM znajduje się między innymi samolot DC-9, który nosi nazwę „Warszawa”.

Warto zwrócić uwagę, że obszar Holandii, nieco większy od województwa warszawskiego, sprawia, że minimalne znaczenie ma tutaj samolot w usługach wewnętrznych. Podstawowe zadania przypadają natomiast na usługi międzynarodowe. Usługi te obejmują ponad 4% przewozów światowych.

W okresie istnienia KLM godne podkreślenia są wszelkie akcje inauguracyjne bądź to wprowadzenie do eksploatacji nowego sprzętu, bądź też uruchamianie nowych połączeń. Wymienimy kilka z ciekawszych akcji z okresu istnienia KLM:

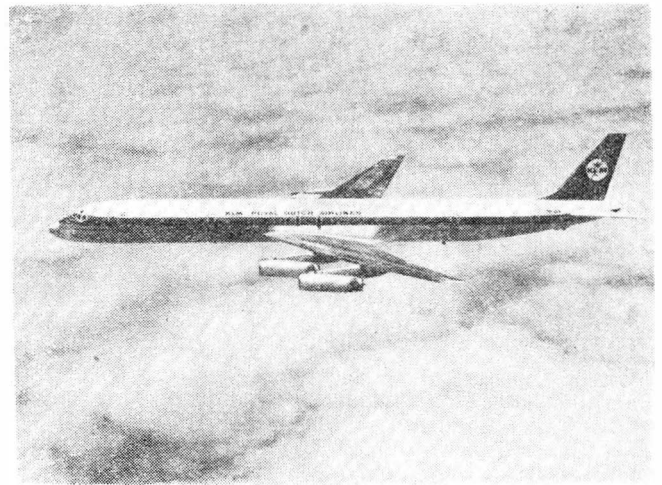
- W 1924 r. na samolocie Fokker F-III dokonano przelotu na trasie Amsterdam — Dżakarta.
- W 1934 r. KLM jako pierwsze przedsiębiorstwo europejskie wprowadza do eksploatacji nowoczesny samolot DC-3.
- W 1946 r. KLM jako pierwsze przedsiębiorstwo europejskie uruchamia połączenie przez północny Atlantyk.
- W 1960 r. KLM jako pierwsze przedsiębiorstwo w Europie wprowadza do eksploatacji samolot DC-8.

Można więc stwierdzić, że KLM jest najprężniejszym przedsiębiorstwem lotniczym w Europie, a być może i na świecie. KLM dysponuje doskonale wyszkoloną kadrą specjalistyczną, na którą składa się: 675 pilotów (w tym kilkunastu Polaków zajmujących kierownicze stanowiska), 300 inżynierów lotniczych, 400 stewardes oraz 625 innych specjalistów.

Nowoczesny sprzęt oraz nowoczesność i dyscyplina obsługi powodują, że KLM należy do najbezpieczniejszych przedsiębiorstw lotniczych świata. Eksploatowane są głównie samoloty Douglas. W kolejnych latach bardzo szczegółowo realizowany będzie plan zaopatrzenia sprzętowego wynikający z rozwoju rynku lotniczego.

Już w 1971 r. do eksploatacji wprowadzone zostaną samoloty Boeing 747B, (sześć sztuk), przy czym towarowo-pasażerska wersja tych samolotów pozwoli na bardziej elastyczne ich wykorzystanie.

KLM nie zamierza kupić ani „Concorde”, ani też Tu-144. Tutaj przygotowano się na pewne oczekiwanie na samolot naddźwiękowy typu Boeing 2707. Zaopatrzenie w te samo-



250-miejscowy samolot Douglas DC-8-63

ty nastąpi dopiero po 1975 r. Oznacza to, że pierwsze opory okresu naddźwiękowego zostaną już przetamane.

Do najważniejszych osiągnięć KLM zaliczyć należy popularyzację w zakresie przewozów towarowych. Na lotnisku Amsterdam — Schiphol obok doskonale wyposażonego dworca towarowego znajduje się również specjalny hotel dla zwierząt. Lotnisko to należy bowiem do największego ośrodka przewozu żywych zwierząt.

Warto zaznaczyć, że zainteresowanie KLM naszym krajem jako aktywnym rynkiem lotniczym jest szczególne. KLM przewozi poważną liczbę pasażerów, na których składają się przedstawiciele Polonii Amerykańskiej. Przez Warszawę samoloty KLM lecą do Moskwy, a w perspektywie być może również do Tokio.

Przy okazji rocznicowych inpresji zaprezentować należy dyrektora warszawskiej placówki KLM pana Rebel Cecila, który w naszym kraju jest już, z małą przerwą, od 1937 r. Cała jego rodzina (żona Szwedka) doskonale zna język polski, a co najważniejsze na wskroś zna nasz kraj. Znajomość ta okazuje się niezmiernie cenna dla akwizycji pasażerów wybierających się do Polski.

**Czytelnikom, Autorom i Sympatykom
TECHNIKI LOTNICZEJ I ASTRONAUTYCZNEJ
Serdeczne Życzenia Świąteczne i Noworoczne**

składa
Zespół Redakcyjny

Gustaw Andrzej Mokrzycki

Biografię Profesora — pióra jego byłego studenta i asystenta — rozpoczęliśmy drukować w poprzednim numerze czasopisma.

W 1927 r. prof. Mokrzycki staje na skrzyżowaniu dróg życiowych. Pamiętam, jak o tych czasach opowiadał mi profesor. „Musiałem podjąć bardzo ważną decyzję życiową. Władze wojskowe zaproponowały mi objęcie stanowiska naczelnego dyrektora Państwowych Zakładów Lotniczych, a Politechnika Warszawska (w osobie najdroższej mi pamięci prof. Witoszyńskiego, najwspanialszej osobistości, jaką kiedykolwiek w życiu spotkałem), proponowała mi objęcie Katedry Budowy Płatowców i Mechaniki Lotu. Pensja dyrektorska była olbrzymia w porównaniu ze skromnym profesorskim uposażeniem. Dyrektor takiej fabryki miał dużą władzę i poważny głos w sprawach lotniczych. Wybrałem profesurę, odstępując fabrykę Rumbowiczowi, który nie mógł się nadziwić, że robię takie głupstwo”.

Powzięcie takiej decyzji nauka zawdzięczała — w dużej mierze — żonie profesora (nie żyjącej już dziś) Helenie z Witkiewiczów Mokrzyckiej, stryjecznej siostrze Stanisława Ignacego Witkiewicza*.

Znów sięgnę do wspomnień profesora, które mam w pamięci. „Na Politechnice włożyłem całą duszę w mych studentów. Żyłem z nimi blisko, zapraszałem do domu, traktowałem jak młodszych kolegów, co wówczas było raczej rzadkością wśród profesorów. Miałem też zaszczyt mieć takich studentów (lub asystentów), jak Rogalski, Wigura, Drzewiecki i Wędrzychowski. Również całą młodszą generację”.

Generacja ta zajmuje dziś poważne stanowiska w Polsce. Niektórzy z nich zostali profesorami, jak: Bukowski, Dulęba, Janik, Wysocki, Brzoska.

Wśród młodych przyjaciół profesora, którzy wybili się za granicę wymienię do dziś mu drogiego, byłego asystenta W. Stępniewskiego, który jest obecnie ważną osobistością w fabryce Boeinga, oraz profesorów Krzywobłockiego, Openheima, Rutkowskiego i Malinowskiego.

Gdy rozpoczęły się wykłady lotnicze we Lwowie, profesor Mokrzycki prowadził je co miesiąc przez kilka dni, przy czym zajęciami kierował tam początkowo delegowany z Warszawy, inż. Stanisław Rogalski, zaś w późniejszym czasie — na stałe — inż. Wiesław Stępniewski, przyszły dyrektor Instytutu Szybownictwa. Wykłady prof. Mokrzyckiego stały na wysokim poziomie i poświęcone były nowoczesnej wiedzy. We wczesnych latach trzydziestych tematem nadprogramowych wykładów profesora była astronautyka z naukowym podłożem mechaniki nieba.

* Liczne obrazy Witkacego — aż do października 1939 r. (kiedy to niemiecki pułkownik zrabował je wraz z antycznymi meblami) zdobyły ściany mieszkania profesorostwa przy ul. Filtrowej.

W czasie swej działalności na Politechnice Warszawskiej profesor Mokrzycki opublikował około 60 prac w języku polskim i w językach obcych. Z prac tych dziewięć — co było wielkim zaszczytem — zostało wydrukowanych w Comptes Rendu de L'Academie des Sciences*.

W tym okresie profesor opublikował również następujące książki:

„Przykład zastosowania naukowej organizacji”, wyd. Instytutu Naukowej Organizacji i Instytutu Badań Technicznych Lotnictwa, Warszawa 1927.

„Badanie stateczności w projekcie wstępnym”, wyd. Instytutu Badań Technicznych Lotnictwa, Warszawa 1931

„Wstępny projekt aerodynamiczny płatowca” wyd. Katedry Budowy Płatowców Politechniki Warszawskiej, 1934

„Przeszłość, teraźniejszość i przyszłość lotnictwa” wyd. Arcta, Warszawa 1935

„Elementarz lotniczy” wyd. LOPP, Warszawa 1937**.

Profesor Mokrzycki zostaje powołany na stanowisko dyrektora Instytutu Badań Technicznych Lotnictwa. Przez kilka lat łączy pracę dydaktyczną z zajęciami wielkiej placówki naukowej***.

Profesor tak scharakteryzował przyjacielowi swą działalność w IBTL: „Włożyłem dużo pracy, aby urząd wojskowy przekształcić w placówkę naukową, zajmującą pewne miejsce na arenie międzynarodowej. Oddzieliłem rutynę dnia codziennego potrzebnego dla wojska od pracy twórczej, naukowej. Zaprosiłem jako doradców profesorów Witoszyńskiego, Hubera i Wolfkego. Prof. Wolfke (między innymi) nadzorował próby z rakietami na płynne paliwo. Poza tym zaangażowałem młodych ludzi do prowadzenia twórczych badań w różnych dziedzinach”.

W tym czasie Instytut Badań Technicznych Lotnictwa — jako jedna z pierwszych na świecie placówek naukowych — wynalazł metodę wykonywania podczernionych zdjęć fotograficznych.

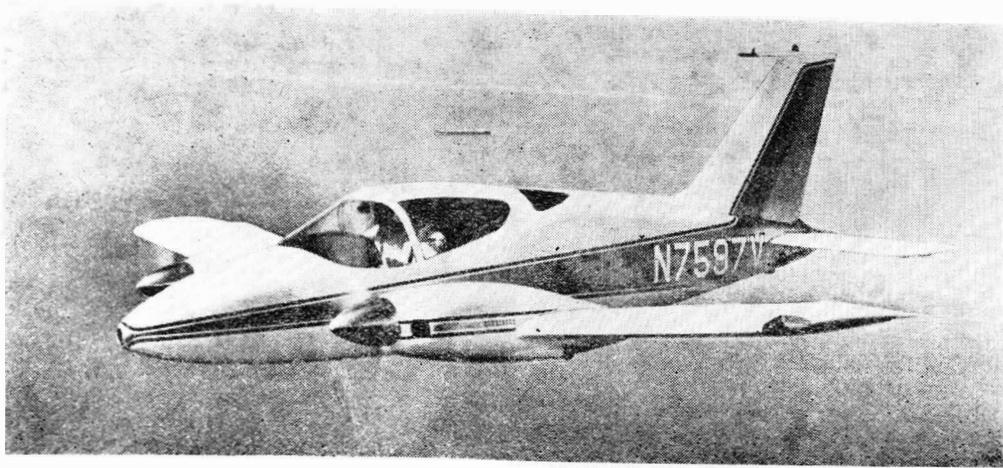
Podjęto wydawanie biuletynów prac naukowych Instytutu z obszernymi streszczeniami w obcych językach. Biuletyny IBTL roszyłano do licznych instytucji naukowych za granicą.

cdn.
Wacław Zaremba

* Vol. 187, p. 710, vol. 183, p. 1031, vol. 192, p. 925, vol. 197, p. 2286, vol. 196, p. 697, vol. 197, p. 821, vol. 202, p. 556, vol. 204, p. 1596, vol. 205, p. 1150.

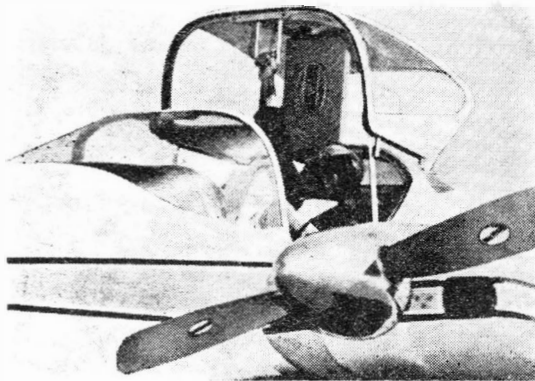
** II wydanie — Czytelnik, W-wa 1947 r.

*** W tych latach IBTL zatrudniał ponad 1000 pracowników.



Mały samolot służbowy Wing „Derringer”

Od niedawna firma Wing Aircraft Co. w Kansas buduje seryjnie dwusilnikowe, dwuosobowe samoloty służbowe „Derringer” (nazwa dwulufowego pistoletu).



Pierwszy prototyp samolotu został oddany do prób w locie w kwietniu 1962 r. Od tego czasu wylatano na wielu prototypach ponad 1000 h, zanim samolot został przekazany do seryjnej produkcji, która do jesieni 1969 r. miała osiągnąć 15 sztuk na miesiąc.

„Derringer” jest najtańszym samolotem dwusilnikowym. Cena 40 500 dolarów obejmuje nie tylko standardowe wyposażenie samolotu, lecz również wyposażenie IFR — do lotów na przyrzady. W skład wyposażenia IFR wchodzi przyrządy giroskopowe, dwa urządzenia radionawigacyjne po 360 kanałów, busola radiowa oraz odbiornik sygnałów ścieżki podejścia i markerów. Za dodatkową opłatą samolot może być wyposażony w urządzenie DME, transponder, trzyosiowego pilota automatycznego i instalację tlenową.

Konstrukcja samolotu jest całkowicie metalowa, przy czym do produkcji zastosowano metody, których normalnie w przypadku lekkich samolotów nie stosuje się. Na przykład elementy pokrycia skrzydła, kadłuba i usterzenia są formowane przez rozciąganie i obrabianie chemicznie, co pozwoliło na zmniejszenie ciężaru konstrukcji. Blachy pokrycia są łączone na styk za pomocą wpuszczanych nitów.

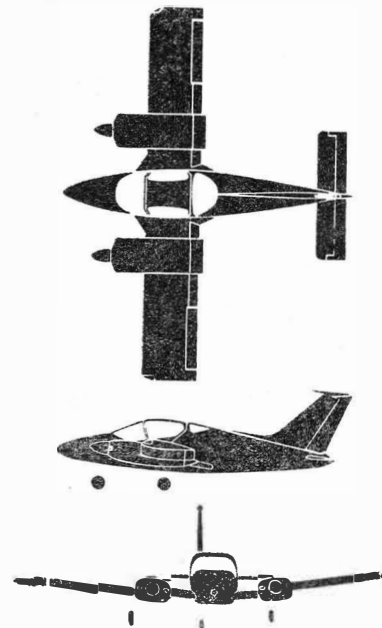
Część nosowa kadłuba jest pokryta tworzywem sztucznym. Mieszczą się w niej m.in. urządzenia grzewcze kabiny oraz reflektor o mocy 100 W. W skrzydle o prostokątnym obrysie znajdują się integralne zbiorniki paliwa o pojemności 332 l. Klapy Fowlera są uruchamiane elektrycznie, podwozie jest całkowicie chowane, przy czym przednie koło, zaopatrzone w tłumik drgań, jest sterowane.

Ośłona kabiny unosi się do góry, umożliwiając wygodne wejście do kabiny. Dźwignie do sterowania silników, wyłączniki automatycznego pilota i kłapek wy-

ważających oraz przełączniki zbiorników znajdują się na konsoli między fotelami. Pomieszczenie bagażowe za fotelami ma szerokość 0,89 m, długość 1,22 m i wysokość 0,81 m.

Napęd stanowią dwa silniki Lycoming IO-32-B1C o mocy 160 KM z przestawialnymi śmigłami Hartzell o średnicy 1,68 m. Możliwy jest lot na jednym silniku. Osie silników są odchyłone na zewnątrz o 4° i 2°, co w przypadku lotu na jednym silniku częściowo wyrównuje asymetrię ciągu. Silniki pracują na paliwie o liczbie oktanowej 100/130, a ich okres międzynaaprawczy wynosi 2000 h.

Dane samolotu: rozpiętość 8,89 m, długość 7,01 m, wysokość 2,44 m, powierzchnia skrzydła 11,24 m², ciężar własny 870 kG, ciężar użyteczny 445 kG, w tym 113 kG bagażu, ciężar całkowity (i do lądowania) 1315 kG, prędkość maksymalna 383 km/h, maksymalna prędkość przelotowa 365 km/h, prędkość podchodzenia 145 km/h, prędkość przeciągnięcia w konfiguracji do lądowania 108 km/h, prędkość wznoszenia n.p.m. 9,7 m/s na dwóch

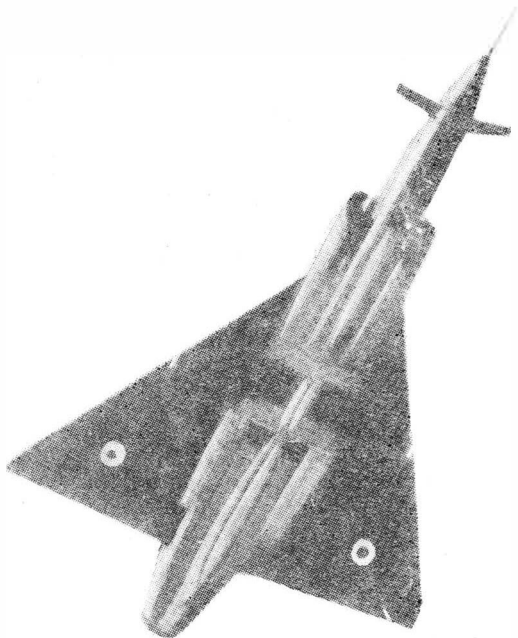


silnikach i 2,5 m/s na jednym silniku, pułap praktyczny 6550 m na dwóch silnikach i 3050 m na jednym silniku, rozbieg 198 m, długość startu na 15 m 329 m, długość lądowania z 15 m 518 m, dobieg 213 m, zasięg na 65% mocy nominalnej z pozostawieniem rezerwy paliwa na 45 min. lotu 1600 km.

W. K.

Nowy samolot z rodziny „Mirage”

Najnowszym rozwinięciem samolotu Marcel Dassault „Mirage” M.5 — który został zakupiony również przez Belgię — jest samolot M.5 „Milan”. Samolot ten, napędzany silnikiem SNECMA „Atar” 9K50 o ciągu z dopalaniem ponad 7000 kG, charakteryzuje się umieszczonym w nosowej części kadłuba małym, chowanym



skrzydłem, które nazywane jest „Astenix” lub „Moustache”. To dodatkowe skrzydło zapewnia samolotowi M.5 „Milan”, mającemu prędkość maksymalną $Ma > 2$, takie własności przy małych prędkościach lotu, jakie wykazują tylko samoloty poddźwiękowe — oraz samolot SAAB 37 „Viggen” — nie pogarszając przy tym własności samolotu przy dużych prędkościach. Osiągnięcie to jest tym bardziej godne uwagi, że dotychczas uważano, iż uzyskanie równie dobrych własności w locie z małymi jak i dużymi, naddźwiękowymi prędkościami umożliwia jedynie skrzydło ze zmiennym skosem. Poza poprawą charakterystyk samolotu w locie chowane skrzydło skraca znacznie długość startu i lądowania. Samolot M.5 „Milan” łączy dzięki niemu własności samolotu „Etendard”, działającego z lotniskowców, i samolotu „Mirage” M.5, przeznaczonego do atakowania silnie bronionych celów naziemnych, i jest przy tym zdolny do walki z szybkimi samolotami. Chowane przednie skrzydło daje samolotowi ze skrzydłem delta zupełnie nowe możliwości, gdyż przy 30-krotnie mniejszym nakładzie kosztów niż w przypadku skrzydła o zmiennej geometrii otrzymuje się 80—90% wzrostu siły nośnej, jaki zapewnia zmiana skosu skrzydła.

Pierwsze próby z dodatkowym, stałym skrzydłem przeprowadzono we wrześniu 1968 r., pierwszy lot ze skrzydłem chowanym miał miejsce 23 maja 1969 r., a w czerwcu 1969 samolot M.5 „Milan” wykonał loty pokazowe na Salonie Paryskim.

Koncepcja chowanego skrzydła spotkała się z dużym zainteresowaniem w kołach fachowych; w firmie Sud-Aviation mówi się, że skrzydło „Moustache” zostanie zastosowane na samolocie „Concorde”.

W. K.

Samolot służbowy „Mystere” 10

Firma Marcel Dassault opracowuje lekki odrzutowy samolot służbowy „Mystere” 10, odpowiednik samolotu Sud-Aviation/Nord-Aviation „Diplomate”. „Mystere” 10 ma być napędzany dwoma silnikami dwuprzepływowymi nowej generacji SNECMA/Turbomeca „Larzac” lub UACL JT15D, oba o ciągu ok. 1000 kG, i ma przewozić 4 do 8 osób na odcinkach o długości do 2000 km. Pozostałe dane samolotu: rozpiętość 13,31 m; długość 13,6 m; wysokość 4,4 m; powierzchnia skrzydła 22 m²; ciężar własny 3400 kG; ciężar startowy z 4 pasażerami,

dwoma pilotami i paliwem na przelot 1000 km — 4800 kG; dopuszczalny ciężar startowy 5600 kG; największa prędkość przelotowa 840 km/h; długość pasa do startu 650 m przy ciężarze całkowitym 4800 kG.

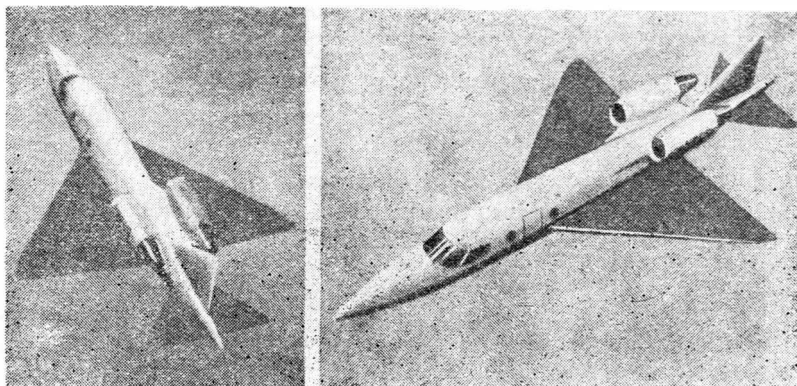
Duże powodzenie samolotu służbowego „Fan Jet Falcon”, dzięki któremu firma Marcel Dassault stała się znana na rynku samolotów służbowych, rokuje większe nadzieje samolotowi „Mystere” 10 niż samolotowi „Diplomate”.

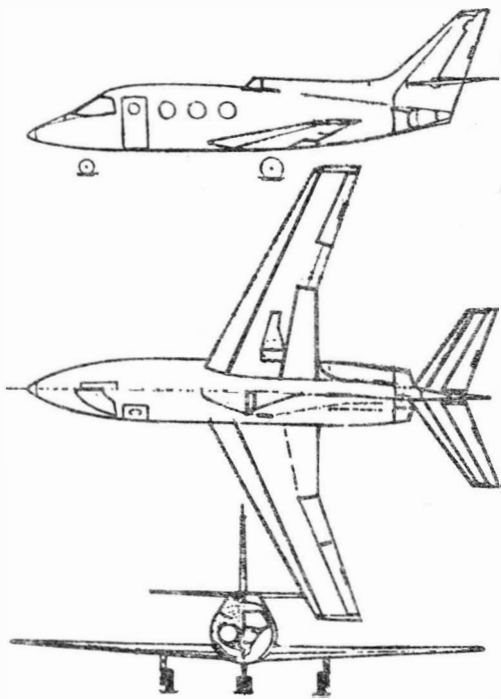
W. K.

Odrzutowy samolot służbowy firmy Swearingen

Załączone fotografie przedstawiają model 7-miejscowego odrzutowego samolotu służbowego Swearingen SA-28T. Samolot ma skrzydło delta o skosie 53° i powierzchni 31,5 m² i ma być napędzany dwoma silnikami dwuprzepływowymi Garrett-AiResearch (prawdopodobnie TFE731 o ciągu ok. 1500 kG). Jego prędkość będzie wynosić 925 km/h, jakkolwiek układ samolotu umożliwia osiągnięcie prędkości naddźwiękowych, a zasięg — powyżej 3700 km. Próby w locie mają się rozpocząć w końcu 1970 r.

W. K.





Izraelski odrzutowy samolot wielozadaniowy

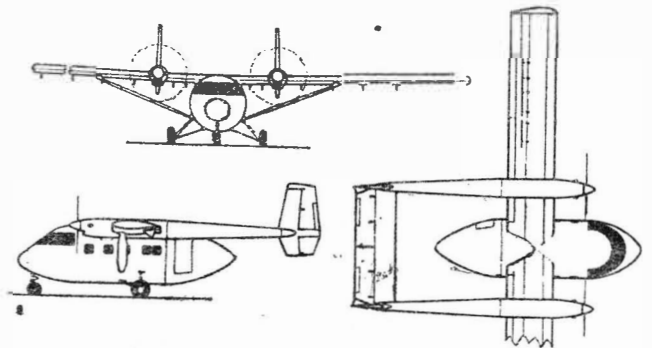
Israel Planning Co. Ltd. opracowuje odrzutowy samolot wielozadaniowy „Sabra”. Jest to doinopłatewiec z lekkim skosem skrzydła, napędzany dwoma silnikami o ciągu od 1360 do 1900 kG. Silniki są zabudowane obok siebie w ogonowej części kadłuba i mają wspólny wlot umieszczony u nasady statecznika kierunku. Będą one wyposażone w nowy typ odwracacza ciągu. Długość samolotu wynosi 14,1 m, rozpiętość 14,0 m, wysokość 5,3, ekonomiczna prędkość przelotowa 950 km/h na wysokości 9150 m, największy zasięg 2700 km.

W. K.

Nowe szczegóły na temat samolotu „Arava”

Opublikowano niedawno rysunek w trzech rzutach opisywanego już w „Nowościach” izraelskiego samolotu wielozadaniowego „Arava” (Israel Aircraft Industries) z kanadyjskimi silnikami UACL PT6A. Rozpiętość samolotu wynosi 20,80 m, długość 12,95 m, wysokość 5,21, największy ciężar startowy 5670 kG, największy ciężar handlowy 2000 kG, zasięg normalny 480 km. Podstawowa cena samolotu została ustalona na 360 000 dol. Pierwszy lot prototypu miał odbyć się w lecie 1969 r., dostawy samolotów seryjnych mają rozpocząć się w marcu 1970 r.

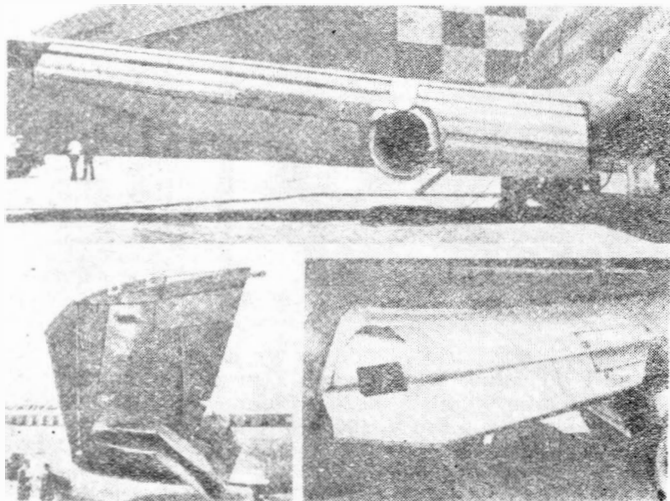
W. K.



Udoskonalona mechanizacja skrzydła samolotów pasażerskich

Firma Boeing opracowała udoskonalony system mechanizacji skrzydła odrzutowych samolotów pasażerskich, który ma umożliwić korzystanie przez te samoloty z pasów lotniskowych o długości ok. 1200 m. W celu wypróbowania skuteczności nowego systemu zastosowano go na samolocie Boeing 737-100. Fotografia górna przedstawia widziane od tyłu skrzydło zmodyfikowanego samolotu z wypuszczonymi klapami o zwiększonej powierzchni; fotografia dolna lewa pokazuje skrzydło z wysuniętymi slotami i klapami, prawa — kłapy Krügera umieszczone między silnikiem a kadłubem. Na tej ostatniej fotografii widoczny jest zakreślony linią obszar, w środku którego znajduje się otwór wylotowy sprężonego powietrza do sterowania warstwą przyścienną.

W. K.



Szwedzki samolot szkolny



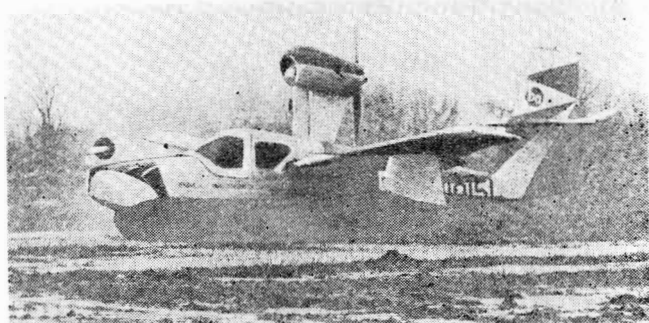
W czerwcu 1969 r. opuścił halę montażową szwedzkiej wytwórni Malmö Flygindustrii nowy lekki samolot do szkolenia podstawowego MFI-15, będący dalszym rozwinięciem samolotu MFI-9. Jest to średniopłatewiec z dwoma miejscami obok siebie, przystosowany do pełnej akrobacji i odznaczający się małą długością startu i lądowania — odpowiednio 370 i 350 m przy przeszkodzie 50 m. Konstrukcja samolotu jest całkowicie metalowa, a napęd stanowi silnik Lycoming o mocy 160 KM. Największy ciężar całkowity wynosi 865 kG, prędkość maksymalna 220 km/h. Samolot może być zaopatrzone w kółko przednie lub ogonowe, przewidziane jest również zastosowanie nart. Skrzydło może być dodatkowo wyposażone w urządzenia zwiększające siłę nośną.

W. K.

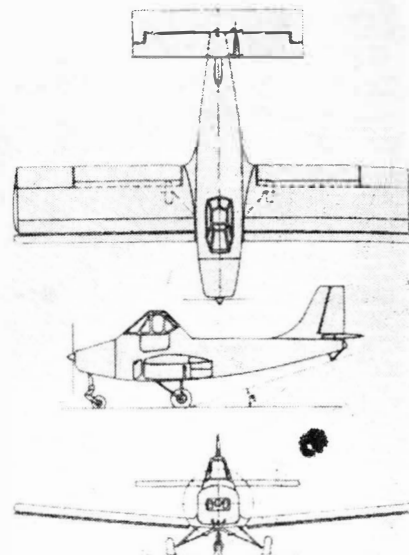
Indyjski samolot rolniczy

Indyjska wytwórnia lotnicza Hindustan Aeronautics Ltd. opracowała według założeń rządowych samolot rolniczy HA-31, którego prototyp zaopatrzonego w silnik Rolls-Royce/Continental o mocy 260 KM miał wykonać pierwszy lot w lecie 1969 r. Dane samolotu: rozpiętość 12,01 m; długość 8,20 m; ciężar własny 1053 kG; udźwig chemikaliów 540 kG; największy ciężar startowy 1720 kG; prędkość maksymalna npr 222 km/h; największy zasięg (z 227 l paliwa) 860 km.

W. K.



Samolot na poduszce powietrznej



Firma Aerosystems Co. (Textron Bell) wykonała podwozie samolotowe na poduszce powietrznej ACLG (Air Cushion Landing Gear). Podwozie stanowi gumowy pierścieniowy worek zamocowany pod kadłubem samolotu. Osiowy wentylator tłoczy do worka powietrze, które uchodzi następnie — do przestrzeni wewnątrz

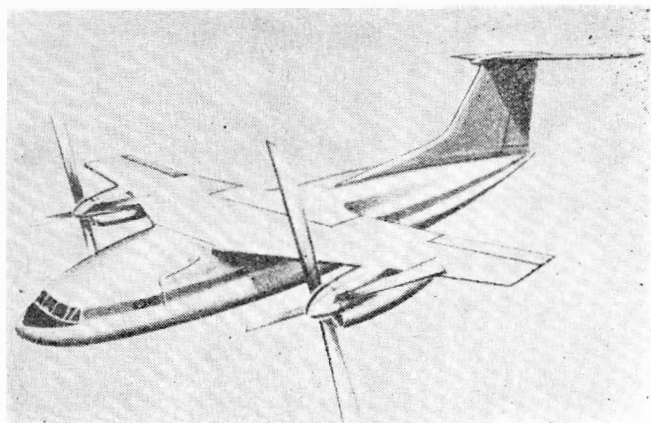
pierścienia — przez tysiące małych otworów. Dzięki poduszce powietrznej samolot może wykorzystywać do startu i lądowania tereny pokryte moczarami, śniegiem, piaskiem, a nawet niskimi pniami drzew. W locie worek zostaje opróżniony z powietrza, co powoduje jego przyłgnięcie do kadłuba samolotu.

W. K.

Niektóre dane na temat samolotów V/STOL firmy Westland

Jak wiadomo, angielska firma Westland zajmuje się już od dłuższego czasu zagadnieniem samolotów V/STOL.

ciężar startowy 50 000 kG i prędkość przelotową 740 km/h na odcinkach o długości od 800 do 1120 km.



1

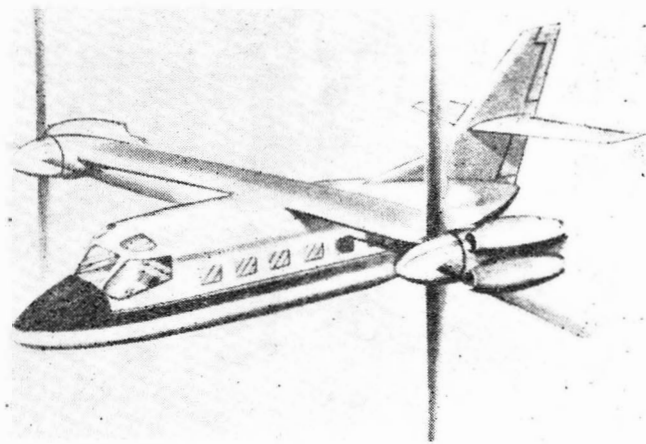
Niedawno podano niektóre szczegóły na temat dwóch projektów samolotów tego typu, których rysunki zamieszczono poniżej.

Rysunek 1 przedstawia projekt 100-miejscowego samolotu pasażerskiego z przestawialnym skrzydłem. Ma on

Śmigłowce Bo-105 dla marynarki USA

Firma Boeing zakupiła dwa śmigłowce Bölkow Bo-105 oraz zawarła porozumienie ze zjednoczoną firmą Messerschmitt-Bölkow-Blohm w sprawie sprzedaży śmigłowców Bo-105 na Zachodzie i ich produkcji w USA. Śmigłowce zostały zakupione w celu sprawdzenia ich przydatności dla amerykańskiej marynarki wojennej. Poza tym firma Boeing (oddział Vertol) jest w posiadaniu makiety śmigłowca naturalnej wielkości używanej do badań naziemnych.

Uważa się, że śmigłowiec nadaje się szczególnie do zastosowania w systemie opracowanym przez marynarkę pod nazwą LAMPS (Light Airborne Multi-Purpose System). Śmigłowce należące do tego systemu byłyby wy-



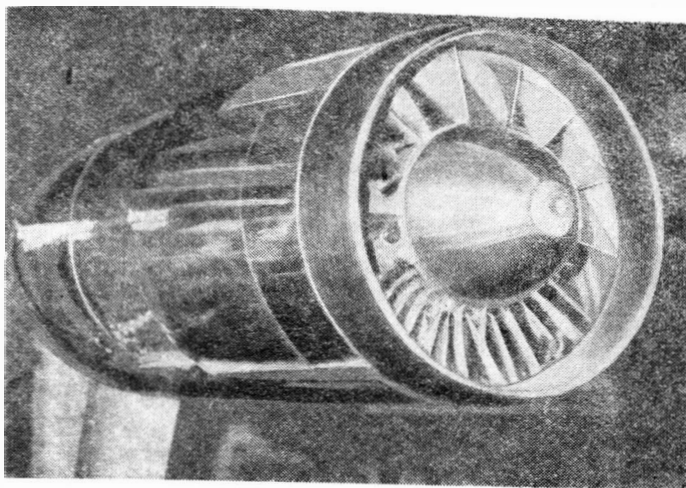
2

Rysunek 2 pokazuje 20-miejscowy samolot na linii lokalnej i do celów wojskowych z przestawialnymi gondolami silnikowymi, o ciężarze startowym ok. 7900 kG i prędkości przelotowej 500 km/h na odcinkach o długości 450–560 km.

W. K.

posażone w nowoczesne urządzenia elektroniczne i operując z niszczycieli i mniejszych jednostek miałyby za zadanie ostrzeganie przed nieprzyjacielskimi atakami raketowymi. Poza tym byłyby używane do zakłócania elektronicznego i do zwalczania okrętów podwodnych. Produkcja śmigłowca w USA może rozpocząć się na początku 1970 r. Specjaliści z firmy Boeing widzą w sztywnym wirniku śmigłowca duży postęp techniczny, szczególnie w związku z konstrukcją jego łopat. Śmigłowcem Bo-105 interesuje się również Kanada, która zamierza wykorzystać go jako lekki śmigłowiec obserwacyjny.

W. K.



Silnik „Astafan” na Salonie Paryskim

W czasopiśmie podających sprawozdania z ostatniego Paryskiego Salonu Lotniczego opublikowano fotografię nowego silnika dwuprzepływowego Turbomeca „Astafan”, który został już opisany w poprzednim zeszycie TLiA. Jak wiadomo, cechą charakterystyczną tego silnika jest – obok zastosowania przekładni między wytwnicą a wentylatorem – regulacja kąta ustawienia łopatek wirnikowych wentylatora. Na fotografii silnika rzuca się w oczy duża ciężwa łopatek wirnika wentylatora (silnik nie ma kierownicy wlotowej). Zastosowanie łopatek o dużej ciężwie jest o tyle zrozumiałe, że dzięki temu było możliwe zmniejszenie ich liczby, a tym samym uproszczenie konstrukcji – i tak skomplikowanego – mechanizmu przestawiania łopatek.

W. K.

Studia nad bezhałaśliwym silnikiem tłokowym

Jednym z czynników utrudniających szerszy rozwój lotnictwa turystycznego i dostawczego jest hałas wytwarzany przez zespół silnik-śmigło. Stanowi on przeszkodę w lokalizowaniu lotnisk w pobliżu terenów zamieszkałych. Tymczasem dotychczas nic nie zrobiono w celu wyciszenia lotniczych silników tłokowych, wprost przeciwnie, obecne silniki tłokowe w porównaniu z dawnymi, chłodzonymi ciecżą i mającymi małą prędkość obrotową, są bardziej hałaśliwe.

W związku z wprowadzeniem w Anglii do regularnej komunikacji przybrzeżnej poduszkowców, które wskutek swej hałaśliwości stały się zmartwieniem dla mieszkańców w nadmorskich miejscowościach lotniczych, przeprowadzono tam badania hałasu wytwarzanego przez śmigło. Udało się znaleźć doświadczalną zależność umożliwiającą określenie poziomu hałasu w dowolnej odległości od silnika, jeżeli znane są parametry tego silnika. Stwierdzono poza tym, że górna granica poziomu hałasu, który można znieść bez przykrości, wynosi 70 dB.

Jeżeli weźmie się pod uwagę fakt, że samolot przy końcu pasa startowego ma już wysokość przynajmniej 100 m, warunek 70 dB okaże się łatwiejszy do spełnienia w przypadku samolotów niż w przypadku poduszkowców, tym bardziej że największe natężenie hałasu występuje w strefie za śmigłem tworzącej stożek o kącie wierzchołkowym 15°. Mimo to, aby osiągnąć wymagane obniżenie poziomu hałasu, konieczne jest zbudowanie zupełnie nowego silnika.

W Stanach Zjednoczonych zawarto umowę na przeprowadzenie prac badawczych mających na celu budowę 5-cylindrowego dwusuwowego silnika w układzie gwiazdy, chłodzonego ciecżą i z wtryskiem paliwa. Brak

bliższych informacji na temat prędkości obrotowej silnika, prawdopodobnie jednak nie będzie ona przekraczać 2000 obr/min, jakkolwiek silnik będzie zaopatrzony w przekładnię. Zalety takiego silnika są następujące: spokojny bieg, krótki wał korbowy, brak mechanizmu rozrządu i zaworów, osłonięcie cylindrów koszulką wodną, mała prędkość obrotowa śmigła. Wszystko to przyczynia się do zmniejszenia hałasu wytwarzanego przez silnik. Jeżeli chodzi o przekładnię, to udowodniono, że w przypadku małych mocy moment obrotowy można przenosić za pomocą pasków klinowych. Takie rozwiązanie przekładni poza obniżeniem poziomu hałasu uprości również konstrukcję mechanizmu przestawiania łopatek śmigła. Mimo małej mocy śmigła będzie prawdopodobnie wielołopatowe w celu zmniejszenia prędkości obwodowej.

Rozpatrzono poza tym zagadnienie wyciszenia wylotu spalin. Chodzi tu o tłumik, który byłby włączany dopiero w czasie wznoszenia, gdy samolot przelatuje już nad terenami zamieszkanymi. Myśli się przy tym o sprzężeniu tłumika z mechanizmem uruchamiania klap, aby nie komplikować czynności pilota.

Nie bez znaczenia na poziom hałasu pozostają również warunki przepływu powietrza przez osłonę silnika, stwierdzono bowiem, że ten sam zespół silnik-śmigło zabudowany na różnych płatowcach powoduje różne natężenie hałasu.

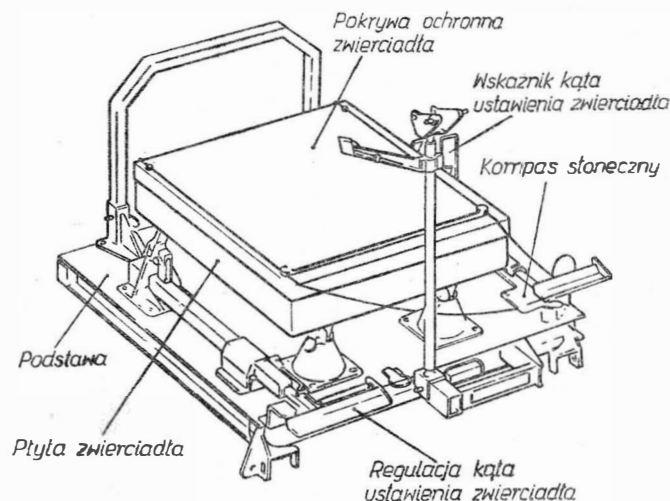
Zmniejszenie hałasu wytwarzanego przez silniki małej mocy jest życiowym problemem „małego lotnictwa”, o ile ma ono utrzymać swe pozycje i dalej się rozwijać.

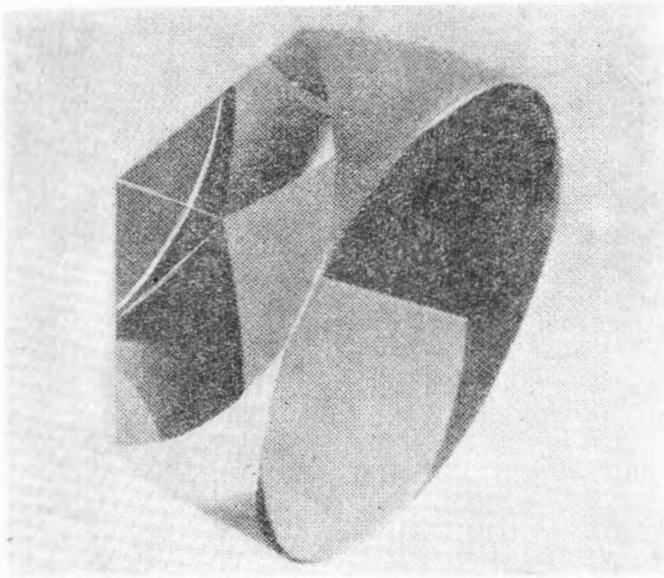
W. K.

Konstrukcja zwierciadła zainstalowanego na Księżycu

Program „Apollo” przewiduje instalowanie na Księżycu w czasie każdego lądowania astronautów zwierciadła do odbijania promieni laserowych. Jedno takie zwierciadło pozostawili już 21 lipca 1969 r. Neil Armstrong i Edwin Aldrin.

Zwierciadło przedstawia płaską kwadratową płytę o wymiarach 60 × 60, na której w 10 rzędach są rozmieszczone pryzmaty, po 10 w każdym rzędzie. Pryzmaty mają kształt trójściennych piramid o wysokości 40 mm i kącie wierzchołkowym 90°. Są one wykonane z b. jednorodnego, czystego, wolnego od pęcherzy i odpornego na promieniowanie kosmiczne syntetycznego szkła kwarcowego (chlorku krzemu) SUPRASIL. Zasada działania tych pryzmatów polega na tym, że każdy z dowolnego kierunku (oczywiście w pewnym zakresie kątów) padający na pryzmat promień światła zostaje odbity dokładnie równoległe do tego kierunku – podlegając tylko niewielkiemu przesunięciu – powraca więc do swego punktu wyjścia.





Gdy w kierunku Księżyca wysła się z Ziemi za pomocą lasera rubinowego silny strumień światła, strumień ten jest rozpraszany, przez oddziaływania atmosferyczne i kosmiczne, tak silnie, że padając na powierzchnię Księżyca ma średnicę 4 km, a więc obejmuje powierzchnię ok. 12 km². Odbiciu strumienia przez powierzchnię Księżyca towarzyszą dalsze straty wskutek rozproszenia. W wyniku tego w przypadku wysłania w kierunku Księżyca w jednym impulsie świetlnym 10¹⁹ fotonów na Ziemię powraca tylko 0,2 fotona. Zastosowanie opisanego zwierciadła zwiększa 150 razy liczbę powracających na Ziemię fotonów, dzięki czemu można je bez trudu uchwycić dostępnymi przyrządami. W końcowej fazie programu „Apollo” ma być zainstalowane na Księżycu zwierciadło składające się z 9 zwierciadeł typu opisanego poprzednio, a więc mające w sumie 900 pryzmatów.

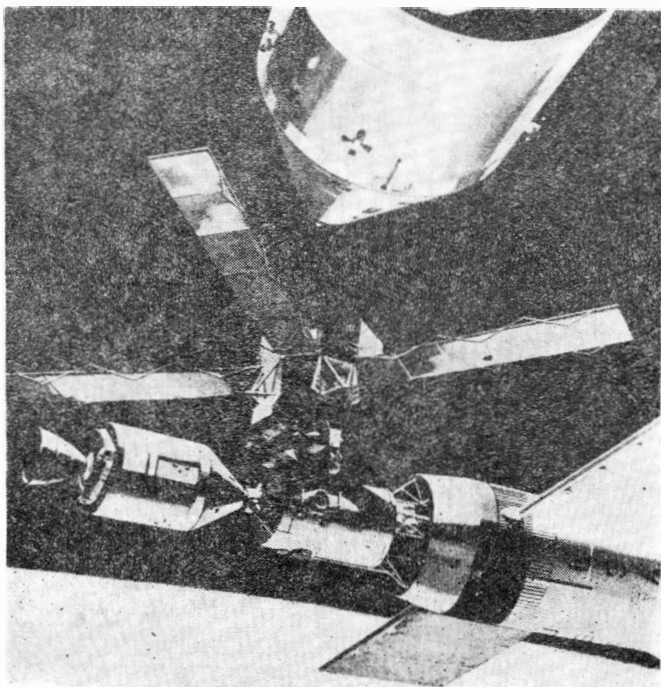
Zainstalowane na Księżycu zwierciadła umożliwią przeprowadzanie w ciągu 10 lat badań, których wynikiem ma być określenie średnicy Ziemi i Księżyca oraz odległości między Ziemią a Księżycem z dokładnością do 15 cm, a także dokładne wyznaczenie dryfowania kontynentów.

W. K.

Prace nad stacją orbitalną NASA

Po zawieszeniu prac prowadzonych przez USAF nad projektem załogowego laboratorium orbitalnego MOL (Manned Orbiting Laboratory) oczekuje się, że NASA dołoży obecnie wszelkich starań, aby możliwie jak najszybciej zbudować własną stację orbitalną. Stacja taka ma stanowić przede wszystkim laboratorium naukowe, laboratorium do badania w warunkach kosmicznych urządzeń przeznaczonych do pojazdów międzyplanetarnych i bazę do treningu astronautów. Poza tym służyłaby ona do celów wojskowych jako załogowy satelita rozpoznawczy oraz byłaby pierwszym krokiem w kierunku realizacji projektu lądowania ludzi na Marsie (którego koszty ocenia się na 30 miliardów dolarów).

Nad projektami stacji orbitalnej pracują obecnie trzy zespoły firm: jeden obejmuje firmy Grumman, Lockheed, General Dynamics (Conwair Division) i TRW, drugi — North American Rockwell i General Electric, trzeci — McDonnell Douglas, Martin Marietta i IBM. Spośród nich zostaną wybrane dwa zespoły do ostatecznego opracowania projektu stacji, który byłby zrealizowany na początku lat siedemdziesiątych.



Obok opisywanego już w „Nowościach” projektu stacji orbitalnej wykorzystującego jako zasadniczy człon stacji pusty stopień S-4B rakiety „Saturn” 5 i przewidzianego zastosowanie teleskopu do obserwacji astronomicznych, firma Grumman opracowała projekt 5-piętrowej stacji 30 do 40 razy większej od stacji MOL. Jej załogę stanowiłoby 12 osób, które mogłyby w niej przebywać przez dłuższy okres czasu, wykonując prace badawcze i naukowe oraz przeprowadzając rozpoznawanie wojskowe. Ciężar stacji określa się na 45 400 kG, a objętość na 283 m³ (stacja MOL miała mieć ciężar 10 900 kG i objętość 11,32 m³).

Trwają poza tym prace nad projektami stacji orbitalnej o budowie modułowej, której zasadniczym zadaniem będą badania naukowe. Załogę stacji ma stanowić 50 do 100 osób, w związku z czym będzie ona wyposażona w kuchnię, jadalnię i ambulatorium oraz pomieszczenia mieszkalne o sztucznej grawitacji. Do prac naukowych przewidziane są różnego rodzaju laboratoria. Stacja ma krążyć na wysokości 350–550 km po orbicie nachylonej do równika pod kątem 50–55°. Specjalne pojazdy (prawdopodobnie bezskrzydłowce z siłą nośną) będą utrzymywać komunikację z Ziemią przewożąc jednorazowo 12 do 25 naukowców. Okres pracy stacji wynoszący do 10 lat. Montowanie stacji na orbicie rozpoczęłoby się, według przewidywań projektantów, około 1975 r. wystrzeleniem 10-osobowego członu, do którego dosyłane byłyby następnie dalsze moduły.

W. K.

Niemiecko-amerykański satelita do badań jonosfery

W latach 1971/1972 (okres średniej aktywności słonecznej) ma być wystrzelony z terenu USA za pomocą rakiety „Scout” niemiecko-amerykański satelita do badań jonosfery. Będzie on krążył po orbicie polarnej o perigeum 250 km i apogeum 1000 km. Zadania satelity obejmują pomiary gęstości i temperatur elektronów i jonów, promieniowania słonecznego w zewnętrznym nadfioletowym zakresie widma i gęstości powietrza w górnych warstwach atmosfery.

Firmy zachodnioniemieckie mają zająć się opracowaniem projektu, wykonaniem i próbami satelity, a następnie wspólnie z amerykańskimi stacjami nazimnymi będą śledzić satelitę i odbierać dane pomiarowe. Wykonanie części wyposażenia satelity, dostarczenie rakiety nośnej i wystrzelenie satelity należy do NASA.

W. K.

Niemiecko-amerykańska sonda słoneczna „Helios”

Zostało już zawarte porozumienie między zachodnio-niemieckim ministerstwem do badań naukowych a NASA w sprawie budowy dwóch sond słonecznych „Helios” (patrz „Nowości Techniczne” TLiA nr 4, 1968 r.), które mają zbliżyć się do Słońca na odległość 0,3 jednostki astronomicznej (jednostka astronomiczna — odległość między Ziemią a Słońcem). Sondy mają być wyrzuczone za pomocą rakiety amerykańskiej w latach 1974 i 1975.

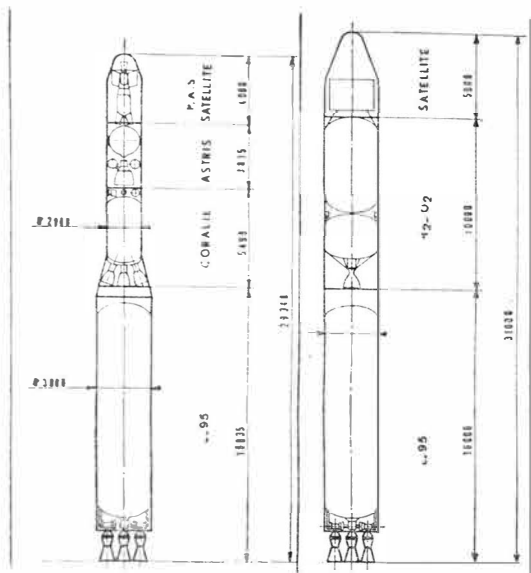
Wyposażenie każdej z sond będzie się składać z 10 przyrządów, z czego 7 będzie dostarczonych przez NRF. Trzy pozostałe przyrządy będą wykonane przez Goddard Space Flight Center (NASA) z udziałem naukowców amerykańskich, australijskich i włoskich. NRF

ma zająć się również opracowaniem projektu, budową i próbami sond, a następnie ich śledzeniem, zbieraniem danych pomiarowych i kontrolą lotu. NASA bierze na siebie przygotowanie rakiety nośnej „Atlas-Centaur”, zabezpieczenie jej startu oraz dostarczenie odpowiednich urządzeń do określania toru sondy i rejestrowania danych.

Zadania sond mają polegać na pomiarach międzyplanetarnego pola magnetycznego, promieniowania kosmicznego, gęstości, temperatur, prędkości i kierunku wiatrów słonecznych oraz badaniach erupcji na Słońcu, fal uderzeniowych w materii międzyplanetarnej i składu chemicznego pyłu kosmicznego i mikrometeoroidów.

W. K.

Projekty europejskich rakiet nośnych



W celu umożliwienia rozwoju europejskich satelitów łącznościowych firmy Messerschmitt-Bölkow, Nord — Aviation oraz LRDA i SEREB opracowały serię rakiet nośnych mających zastąpić rakietę „Europa” 2, która ze stopniem PAS (stopień perigeum — apogeum) może umieścić na orbicie stacjonarnej satelitę o ciężarze tylko 200 kg.

Na początek zamierza się zastosować jako pierwszy stopień wiązkę siedmiu rakiet L17. Dwa następne stopnie, to stopnie rakiety „Europa” — stopień „Coralie” i stopień „Astris”. Właściwym pierwszym stopniem ma być L95.

Na dalszym etapie rozwoju stopnie „Coralie” i „Astris” mają być zastąpione stopniem H15 na ciekły wodór i ciekły tlen, który łącznie ze stopniem PAS pozwoli na umieszczenie na orbicie stacjonarnej ładunku 400—500 kg.

W celu zwiększenia ciężaru użytecznego do 1500 kg zostaną połączone w jedną całość trzy stopnie L95 tworząc w ten sposób pierwszy stopień rakiety.

Dane stopnia L95: średnica 3 m, grubość pokrycia 1,2 mm, trzy silniki po 40 000 kg, impuls jednostkowy w próżni 276 s., okres pracy 142 s., ciężar paliwa 95 000 kg, paliwo — niesymetryczna dimetylohydrazyna, utleniacz N_2O_4 .

W. K.

System kierowania samolotami szturmowymi

Firma Hughes Aircraft Co. opracowuje system naprowadzania na cel samolotów bezpośredniego wsparcia w strefie frontu, który ma umożliwić pilotom dokonywanie ataków w warunkach braku widzialności. Nowy system, znany pod symbolem TASCs (Tactical Air Support Control System) i opracowywany wspólnie z Rome Air Development Centre, będzie pilotowi dostarczał informacje nawigacyjne, pilotażowe i bojowe (chwila zrztu bomb lub otwarcia ognia) podczas wykonywania zadań wsparcia oddziałów lądowych. Poza tym może on być wykorzystywany do kierowania samolotami wykonującymi inne zadania, jak np. rozpoznanie, desant powietrzny itp.

System TASCs składa się z lekkiej, nadającej się do przenoszenia przez jednego człowieka stacji naziemnej, systemu anten i zainstalowanej na samolocie awioniki z nadajnikiem i odbiornikiem. Znajdujący się na samolocie układ wysyła zakodowane impulsy zapytujące. Odpowiedź stacji naziemnej zawiera pozycję zapytującego samolotu oraz pozycję celu (współrzędne celu muszą być uprzednio wprowadzone do pamięci stacji naziemnej). Przelicznik na samolocie oblicza na podstawie tych danych wymagany kurs samolotu i odległość od celu.

Stacja naziemna może przekazywać dane równocześnie wielu samolotom znajdującym się w odległości do ok. 95 km od stacji, podczas gdy atakowany cel nie może być oddalony od stacji więcej niż o 37 km.

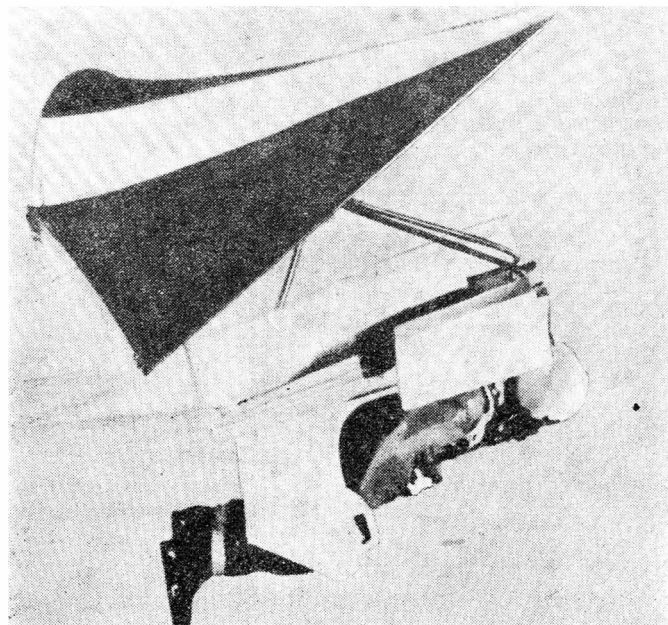
Zaletą tego systemu w porównaniu ze zwykłymi urządzeniami typu markerów FAC (Forward Air Controller) jest to, że na pokład samolotu przekazywane są obok jego własnej pozycji również współrzędne celu.

W. K.

Nowa metoda ratowania pilotów

Amerykańskie siły powietrzne przeprowadzają próby nowego urządzenia do ratowania pilotów. Jest ono wyposażone w skrzydło elastyczne (parawing) i silnik odrzutowy, dzięki czemu pilot po katapultowaniu się może dolecieć do pozycji własnych wojsk. Lot może odbywać się na wysokości 300 m z prędkością 136—145 km/h. Pilot ląduje na spadochronie po odrzuceniu fotela ze skrzydłem i silnikiem.

W. K.



Automatyczne urządzenie rejestracji ładunków i pasażerów AIRLORD

Duże trudności dla przedsiębiorstwa stanowi skomplikowany proces rejestracji pasażerów i bagażu; chodzi tu o przedsiębiorstwo, którego zasięg działania obejmuje wszystkie kontynenty, a częstotliwość lotów na lotnisku przekracza np. 100 operacji na godzinę. Oznacza to, że przy masowym ruchu, narastającym w sposób niesłychanie szybki, najdrobniejsza czynność powinna być zautomatyzowana.

Tym bardziej nie można wyobrazić sobie tradycyjnych form rejestracji po wprowadzeniu do eksploatacji autobusów powietrznych.

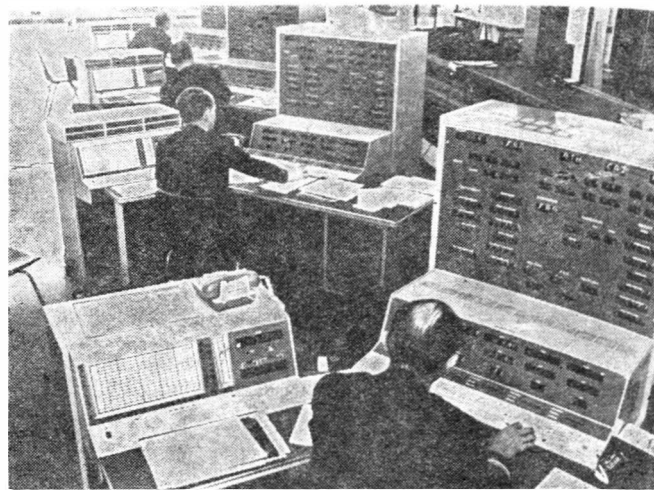
Rozwiązaniem procesów rejestracyjnych zajęła się holenderska firma Philips, która skonstruowała zespół urządzeń elektronicznych eksploatowanych obecnie na lotnisku Schiphol.

Urządzenie AIRLORD (Airlines Load Optimisation Recording and Display) poza rejestracją spełnia ważniejszą funkcję, a mianowicie zapewnia stałą kontrolę „zapełnienia” samolotów oraz przygotowuje stały wykaz ładunku na dany lot.

Odpowiednio przeszkoleni kontrolerzy śledzą tylko, jak kształtuje się stopień wykorzystania powierzchni handlowej danego samolotu. W przypadku przekroczenia dopuszczalnej ładowności urządzenia automatyczne sygnalizują to niezwłocznie. W przypadku osiągnięcia optimum załadunku system rejestruje ten fakt na odpowiednim formularzu.

System centralny urządzenia AIRLORD może być połączony z 300 kierunkami, z których jest w stanie zebrać i zmagazynować informacje. Poszczególne urządzenia zamontowane być mogą w portach miejskich, w punktach tranzytowych, halach pocztowych czy magazynach. W układzie kompleksowym w ciągu jednej minuty można dokonać rejestracji około 300 pasażerów, a w ciągu 2 sekund można uzyskać informacje o stanie dowolnej linii.

„Urzędnik automatyczny” AIRLORD automatycznie wprowadza wszystkie dane o kliencie w ciągu 10 sekund. Informacją zawiera: trasę lotu, godzinę odlotu, numer peronu odlotu, liczbę wolnych miejsc w samolocie lub wolną przestrzeń na bagaż. Ponadto system pozwala na wprowadzenie danych dotyczących: tożsamości pasażera, klasy w której podróżuje, ciężaru lub liczby bagażu, podróżujących grupowo itp.



Urządzenie AIRLORD spełnia swoje zadania również w ocenie optymalnego wykorzystania samolotu — jego powierzchni handlowej. W zależności od charakteru trasy, panujących warunków meteorologicznych i innych parametrów lotu urządzenie określa najdogodniejszy ładunek, zapas paliwa itp.

Ustalone limity ładunku nie muszą być kontrolowane przez pracowników handlowych lotniska, urządzenie wykonuje te czynności automatycznie.

W klasycznym układzie rejestracji pasażera ten ostatni zazwyczaj poszukuje kierunku lotu i tam stara się załatwić formalności. System AIRLORD pozwala na zgłoszenie się pasażera na jeden z 300 rejestratorów, tam gdzie pasażerowi najwygodniej.

Ponadto w klasycznym układzie pracy przynajmniej na 30 minut przed odlotem samolotu kończy się czynności rejestracyjne. Potrzebne to jest do przygotowania dokumentów handlowych lotu. W systemie AIRLORD rejestrację prowadzi się do kilku minut przed odlotem. Odpowiedzialny urzędnik otrzymuje wszystkie dane z pełną gwarancją, że samolot jest załadowany w optymalnych granicach.

Taki system pozwala na maksymalne wykorzystanie powierzchni handlowej samolotu.

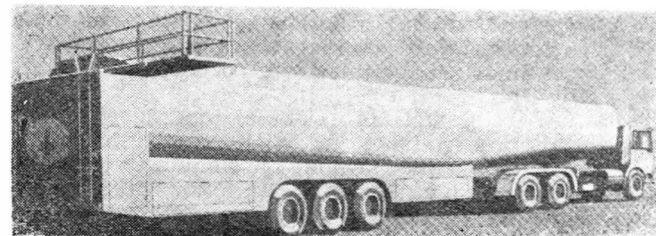
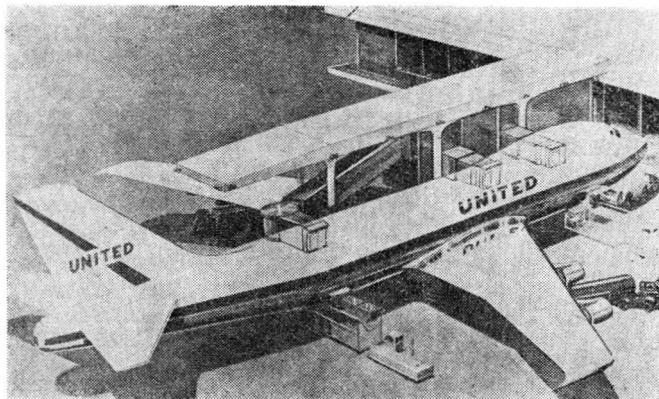
System AIRLORD wyprzedził tzw. wielki tłok na lotniskach, jaki tam zapanuje po wprowadzeniu autobusów powietrznych. Do tej pory system „dopracuje się”, a jego najdrobniejsze defekty zostaną usunięte.

B. D.

Nowe urządzenia w portach lotniczych

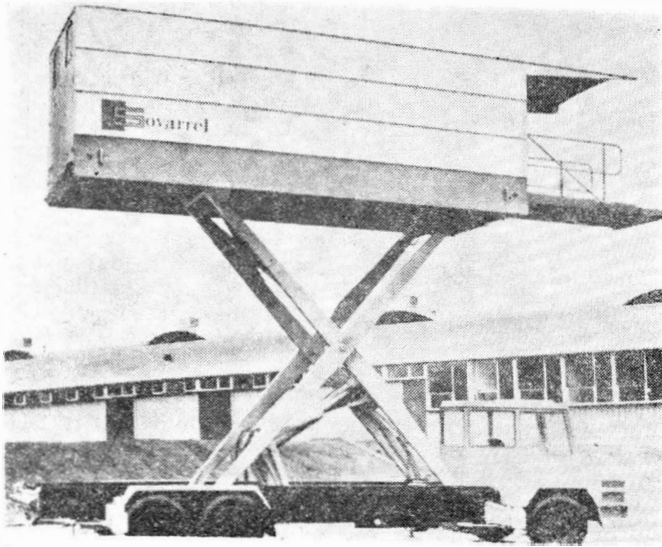
W ramach przygotowań do wprowadzenia do eksploatacji autobusów powietrznych Boeing 747 projektuje się urządzenia lotniskowe mające usprawnić odprawę pasażerów i obsługę tych prawie 500-miejscowych samolotów.

1



2

Towarzystwo United Air Lines opracowuje mostki teleskopowe (rys. 1), które umożliwią pasażerom wchodzenie i wychodzenie z samolotu ponad jego skrzydłem. Dwa krótkie mostki teleskopowe są przystawiane do dwóch przednich drzwi samolotu, trzeci o długości 26,8 m — do drzwi tylnych. Mostki można odsunąć od samolotu w ciągu 30 sek. Można je poza tym szybko zdemontować i ustawić w innym miejscu. Towarzystwo UAL zamówiło 6 układów takich mostków, które będą zainstalowane w portach lotniczych Nowego Jorku, Los Angeles i San Francisco i oddane do użytku w

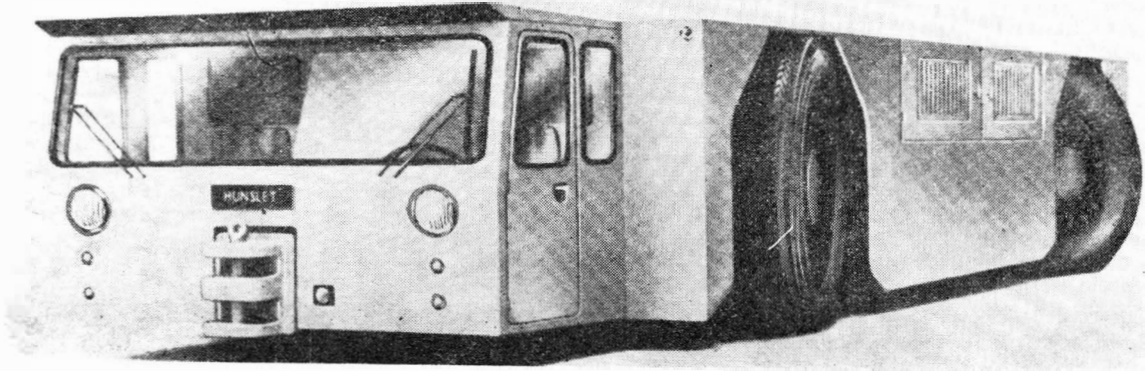


3



4

W porcie lotniczym Orly pod Paryżem ma być zastoso-
wany pojazd gaśniczy (rys. 4), który pod względem



5

połowie 1970 r. Urządzenia te nie tylko skrócą czasy wchodzenia i wychodzenia pasażerów — oblicza się, że 360 pasażerów będzie mogło opuścić samolot w ciągu poniżej 7 min — lecz również umożliwią niezakłócony dostęp do samolotu środkiem obsługi.

Włoska firma Viberti opracowała autocysternę (rys. 2) o długości 18,5 m, pojemności 80 000 l i wydajności 3800 l/min. Platforma z tyłu cysterny ułatwia dostęp do króćców.

Do szybkiego zaopatrzenia trzech pokładowych kuchni samolotu Boeing 747 firma SOVARREL opracowała dla „Air France” specjalny pojazd (rys. 3), którego platformę można unieść na wysokość 5,5 m i przystawić do drzwi obsługowych samolotu. Sterowanie platformą odbywa się z umieszczonej na niej kabiny. Ładowność pojazdu wynosi 4500 kG.

wydajności pianowych środków gaszących przewyższa wszystkie obecnie istniejące urządzenia tego typu. Pompa o wydajności 500 m³/min zasila główne działo gaśnicze i dwa ręczne. Działo główne jest sterowane hydraulicznie i ma zasięg 70 m. Pojazd ma ciężar 45 000 kG i jest napędzany dwoma silnikami o mocy 450 KM. Należy również wspomnieć o ciągnikach budowanych specjalnie do samolotu Boeing 747. W jednym z poprzednich numerów TLiA opisano ciągnik produkowany dla „Air France” przez firmę SECMAFER. Podobne ciągniki opracowywane są również w Anglii (rys. 5) i we Włoszech. Ich ciężar wynosi ok. 50 000 kG bez balastu i 70 000 kG z balastem, a siła pociągowa odpowiednio 32 000 kG i 42 000 kG.

W. K.

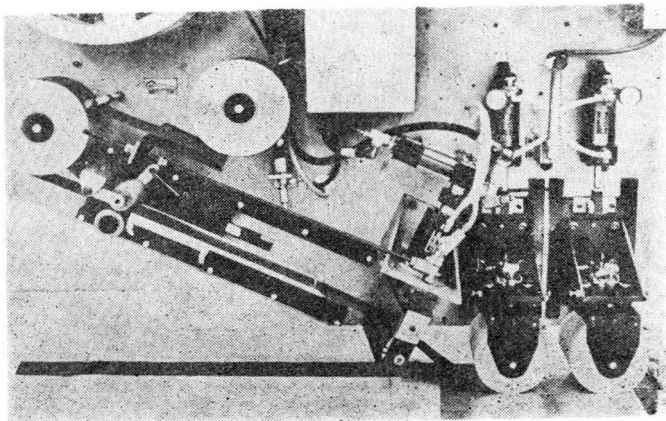
Nowe szczegóły na temat tworzyw zbrojonych włóknami boru

W jednym z poprzednich numerów TLiA zamieszczono wzmiankę na temat zastosowania aluminium zbrojonego włóknami boru (Borsic) na łopatkę wentylatora silnika JT8D. Obecnie wiadomo, że w USA pracuje się nad wykorzystaniem materiałów zbrojonych włóknami boru również do budowy elementów płatowców i po-

jazdów kosmicznych, podobnie zresztą jak w Anglii, gdzie eksperymentuje się z tworzywami zbrojonymi włóknami węglowymi.

I tak, w samolocie Northrop F-5A z tworzywa sztucznego (żywica etoksylinowa) zbrojonego włóknami boru wykonano kłapy podwozia oraz żeberka skrzydła. W ciągu 6 lat zamierza się wprowadzać do tego samolotu coraz więcej elementów z nowego tworzywa.

Firma McDonnell Douglas zastosowała materiał zbrojony włóknami boru na kłapy skrzydła samolotu A-4C „Skyhawk” (ciężar nowej kłapy 7,6 kG w porównaniu z 9,7 kG kłapy ze stopu aluminium) i na ster kierunku samolotu RF-4C „Phantom” 2, zmniejszając w ten sposób ciężar steru z 29 kG do 19 kG.



Obciążarka do dużych elementów płatowca

W miarę jak powstają coraz większe konstrukcje lotnicze muszą powstawać również nowe środki wytwarzania, a zwłaszcza obrabiarki i stanowiska do przeróbki plastycznej. Szczególne wymagania dla środków technologicznych stwarzają zwłaszcza duże kształtowe elementy płatowców.

Firma Aircraft Hydro-Forming Inc. wychodząc na przeciw tym potrzebom, opracowała obciążarkę do materiałów typu prętowego o naciągu 800 ton z pływającą płytą górną umożliwiającą kształtowanie znacznie większych i bardziej złożonych kształtów od obecnie produkowanych. Obciążarka służy do wykonywania elementów konstrukcyjnych płatowców DC-9 i DC-8, a także Boeing 747. Można na niej kształtować elementy profilowe z kształtowników o wymiarach gabarytowych 64 mm grubości, 457 mm szerokości i 6700 mm długości. Ogólna charakterystyka prasy: ciężar — 140 ton, długość — 15,8 m, a odległość między uchwytami 8,2 m. Każdy z uchwytów wyposażono w cylinder hydrauliczny, który ma możliwość ruchu wzdłużnego w zakresie 610 mm. Każdy uchwyt ponadto ma możliwość obrotu wokół własnej osi o kąt 25° w obu kierunkach, a także unosi się ku górze o kąt 45°. W uchwycie można mocować materiał o grubości 12,7 mm, szerokości 1930 mm z siłą zacisku 400 ton. Pośrodku między szczękami na stole poziomym mocowana jest matryca, która może być unoszona ku górze na wysokość 1200 mm, a siła docisku matrycy wynosi 500 ton. Nad tą płytą znajdują się poprzeczne belki, każda przesuwana parą cylindrów. Cztery takie zespoły mogą wywrzeć łącznie siłę pionową 800 ton. Dzięki

Firma General Dynamics rozpoczęła próby statyczne i zmęczeniowe steru wysokości samolotu F-111 z tworzywa etoksylinowego zbrojonego włóknami boru.

Firma Grumman zawarła umowę z Materials Laboratory USAF, w ramach której ma opracować i wypróbować elementy skrzydła z tworzywa etoksylinowego zbrojonego włóknami boru. Samolot Grumman F-14A ma być pierwszym samolotem, w którym już w stadium projektowania zamierza się zastosować wspomniane tworzywo jako materiał konstrukcyjny. Będą to płyty wykonane z taśm o szerokości 7,6 cm na okładziny aluminiowego wypełniacza. W celu przyspieszenia i usprawnienia wykonawstwa taśm z włókien boru firma opracowała specjalne automatyczne urządzenie stanowiące pierwszy krok w trzyetapowym programie automatyzacji produkcji tworzywa etoksylinowego zbrojonego włóknami boru. Urządzenie (patrz rysunek) zostało oparte na zmodyfikowanej frezarce do materiałów przekładkowych. Została ona zaopatrzona w głowicę z rolkami i stół o średnicy 1,8 m. Głowica zamocowana jest na suporcie napędzanym elektrycznie. Napęd głowicy jest hydrauliczny.

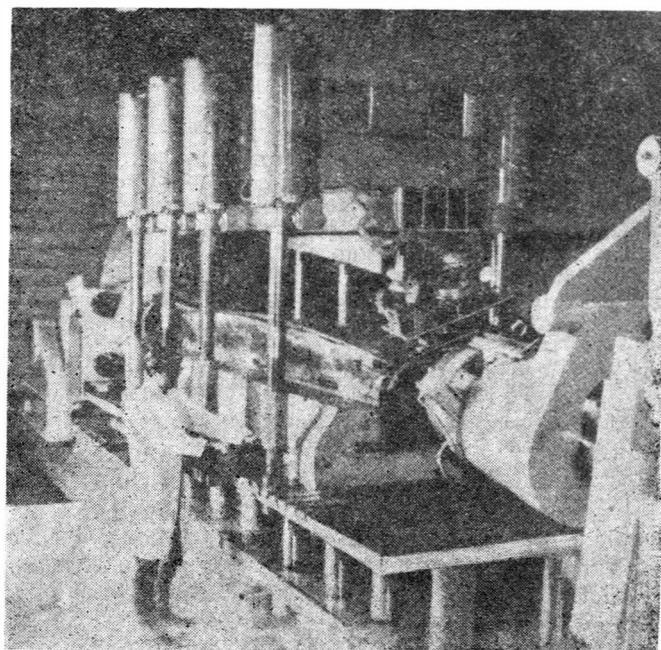
Należący do firmy Avco Corp. Space System Division opracował trójwymiarową tkaninę, w której włókna — jednego lub kilku rodzajów, jak włókna boru, szkła, kwarcu, węgla, nylonu — są ułożone prostopadle do siebie, w kierunku trzech osi. Przez nasycenie tkaniny żywicą w próżni otrzymuje się gotowy materiał. Firma otrzymała zamówienie od Materials Laboratory na wykonanie automatycznego urządzenia do produkcji tego materiału.

Należy tu jeszcze zwrócić uwagę na fakt, że włókna boru mają jako rdzeń włókno wolframowe o średnicy 12 lub 20 μ , na które nakłada się warstwę boru zwiększając w ten sposób jego średnicę do ok. 100 μ . Kilogram włókien boru kosztuje obecnie 730 dol. (przed 5 laty kosztował 14 500 dol.), lecz przewidyuje się, że do 1973 r. jego cena spadnie do 110 dol., przy wielkości produkcji 500 T. Ponieważ bor reaguje z pewnymi materiałami, jak np. aluminium, włókna powleka się węglikiem krzemu, co zwiększa cenę 1 kG włókien do 1200 dol. przy produkcji 50 kG. Dzięki większej średnicy włókna boru mają większy wskaźnik na zginanie niż włókna węglowe i przenoszą większe obciążenie ściskające i wyboiczające.

W USA trwają prace również nad innymi włóknami: z elektrolitycznego korundu, węgla krzemu, berylu, węgla boru i węgla wolframu oraz nad włóknami węglowymi. Materiały zbrojone typu niklu zbrojonego włóknami z węgla krzemu będą wytrzymywać temperatury do 500°C i dzięki temu znajdą zastosowanie tam, gdzie materiały zbrojone o podstawie sztucznych żywic lub aluminium nie mogą być używane.

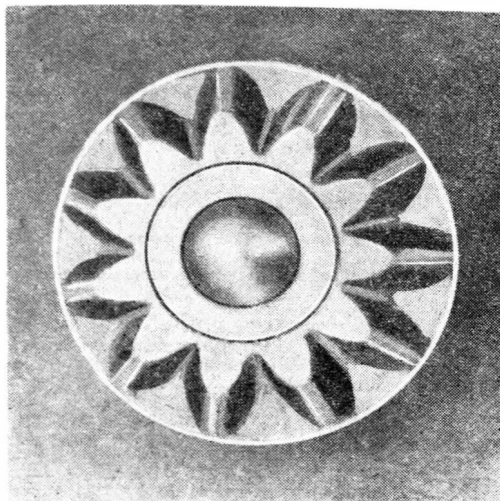
Pozostaje jeszcze do rozwiązania wiele zagadnień, zanim materiały zbrojone będą produkowane w dużych ilościach, przez co ich cena zostanie poważnie obniżona i otworzą się przed nimi szerokie perspektywy zastosowań przemysłowych.

W. K.



tym zespołom można kształtować złożone elementy, a wielokrotnie uniknąć górnej matrycy. Górne zespoły dociskowe mogą działać każdy indywidualnie lub wszystkie łącznie. Dzięki takiemu rozwiązaniu można kształtować prawie wszystkie elementy konstrukcyjne dużych płatowców, łopatek dużych śmigłowców i inne. Na rysunku widok ogólny nowej obciążarki.

A. G.



**Kucie
z dużymi prędkościami**

Kucie z dużymi prędkościami, zwane też często, niezbyt ściśle, kuciem wysoko energetycznym, jest podobne do kucia tradycyjnego, z tym że przedmiot kształtowany jest znacznie szybciej. W tym procesie rama poruszana jest sprężonym gazem z prędkością 30 m/s, to jest pięciokrotnie szybciej od konwencjonalnego kucia matrycowego. Ruch ramy powoduje odkształcenia plastyczne przedmiotu zmuszając go do dokładnego wypełnienia formy. Sprężony gaz uzyskuje się na drodze spalania benzyny lub ropy naftowej, jak w silnikach spalinowych.

Metodą tą można formować zarówno w temperaturze pokojowej, jak i przy 1300 °C. Jednakże technika ta stosowana jest zarówno do metali, jak i proszków metali w zakresie temperatur od 870 °C do 1200 °C. Badania prowadzone na przekładniach zębatych wykonywanych tą techniką wykazały rewelacyjne wprost wyniki. Charakterystyka zmęczeniowa kół zębatych wykazuje, że ich trwałość w stosunku do kół zębatych dotychczas wykonywanych ma się jak 7 : 1. Inne właściwości ulegają analogicznemu podwyższeniu. Tą metodą kuje się wszystkie materiały konstrukcyjne, a więc: aluminium, mosiądz, stal stopową, narzędziową, szybko tnącą, nierdzewną i stopy tytanu. Ponadto stopy niklu jak Inconel, Rene 41 i inne. W procesie tym osiąga się dokładności nieosiągalne dotychczasowymi metodami kucia.

Na przykład na kole zębatym o zębach prostych o module 3—4 mm utrzymuje się tolerancję ewolwenty 0,012 mm i ogólną tolerancję 0,075 mm, dokładność zachowania pojedynczej podziałki zębów 0,025 mm, a ogólny błąd podziałki 0,09 mm. Gładkość na zębach uzyskuje się równą gładkości matrycy. Z uwagi na dużą prędkość procesu nie występuje odweglenie powierzchni, a z kolei brak zendry powoduje, że koła te wyglądają jak obrabiane mechanicznie (patrz rys.). Praktycznie uzyskuje się gładkości w zakresie klas od 6 do 8. Dotychczasowe wyniki tego procesu są tak rewelacyjnie dobre, że wielu specjalistów widzi w tej technice przyszłość w wykonywaniu przekładni zębatych.

Jednakże krótkie doświadczenia w tej dziedzinie nakazują powstrzymanie się z tak daleko idącymi wnioskami, a tylko pilne śledzenie i zbieranie wiadomości i doświadczeń z tej dziedziny.

A. G.

TERMINOLOGIA LOTNICZA

SAMOLOT „DYSPOZYCYJNY“ CZY SAMOLOT „SŁUŻBOWY“

W polskiej terminologii lotniczej rozpowszechniła się nazwa „samolot dyspozycyjny” określająca szeroko na Zachodzie stosowane samoloty przeznaczone do podróży związanych z działalnością danej firmy czy przedsiębiorstwa. Natomiast „Technika Lotnicza i Astronautyczna” od dłuższego już czasu używa na swych łamach terminu „samolot służbowy”. W związku z tym wydaje się konieczne przedyskutowanie tego zagadnienia w celu ewentualnego ujednoczenia nazwy wzmiankowanych samolotów.

Nazwa „samolot dyspozycyjny” wydaje się niefortunna z dwóch powodów:

- 1) występuje w niej wyraz niepolski,
- 2) niewiele mówi, a nawet może wprowadzać w błąd.

Słowo „dyspozycja” ma odpowiedniki polskie: polecenie, rozporządzenie, zarządzenie itp.

Nazwa „samolot dyspozycyjny” niewiele mówi, ponieważ nie wynika z niej, czy chodzi o samolot będący do „dyspozycji”, a więc do czyjegoś rozporządzenia (nawiasem mówiąc każdym samolotem ktoś rozporządza), czy też o samolot, z którego wydaje się „dyspozycje”,

tj. rozporządzenia, polecenia (analogia do „ośrodka dyspozycyjnego”), co przecież nie odpowiada prawdzie.

Jak już powiedziano, samolot tego rodzaju jest przeznaczony do podróży pracowników danej firmy czy przedsiębiorstwa w celach związanych z działalnością tej firmy czy przedsiębiorstwa, a więc w celach służbowych. W związku z tym trafniejsza wydaje się nazwa „samolot służbowy”, podobnie jak „samochód służbowy”, który jest przeznaczony do tych samych celów. Fakt, że w czasie podróży samolotem możliwa jest praca i podejmowanie decyzji czy wydawanie poleceń jest rzeczą uboczną.

Dla przypomnienia należy dodać, że dla określenia samolotu służbowego w języku angielskim używa się nazwy „business aircraft” (również „executive aircraft”), w niemieckim — „Geschäftsreiseflugzeug” i we francuskim — „avion d'affaires”, które pod względem znaczenia odpowiadają z grubsza rzecz biorąc polskiemu „samolot służbowy”.

Prosimy o nadsyłanie wypowiedzi na powyższy temat.

W.K.

Prenumeratę

TECHNIKI LOTNICZEJ I ASTRONAUTYCZNEJ

przyjmuje

ZAKŁAD KOLPORTAŻU WCT NOT, Warszawa ul. Mazowiecka 12

NOTATKI ZE ŚWIATA

▼ Ostatnio na rynku brytyjskim ukazała się książka pt. „Wąski margines” poświęcona bitwie o W. Brytanię. Autorzy książki D. Wood oraz D. Dempster, prezentując dokumentalną kronikę tej pamiętnej bitwy zamieścili w książce nazwiska wszystkich uczestników bitwy z zaznaczeniem ich narodowości. Na drugim miejscu po pilotach Zjednoczonego Królestwa i krajów Commonwealthu służących w RAFie znajdują się Polacy.

Wśród wymienionych polskich lotników — bohaterów bitwy o Brytanię — znajduje się m.in. nazwisko płk. Łokuciewskiego, który jest obecnie naszym attaché wojskowym w Londynie. Wśród poległych polskich pilotów wymieniono w książce m.in. Jerzego Jankiewiczza, pierwszego Polaka, który dowodził dywizjonem brytyjskim oraz Mariana Piarska, dowódcy polskiego skrzydła w Norfolk.

Wśród zawartych w książce poloników znajdują się również zdjęcia pilotów słynnego Dywizjonu 303, a także opisy walk i pojedynków powietrznych, w których brały udział polskie załogi.

Należy przypomnieć, że w Norfolk znajduje się pomnik lotników polskich poległych w czasie II wojny światowej. Na pomniku tym wyryte są 1242 nazwiska. Jak co roku ambasada PRL w W. Brytanii złożyła wieniec pod pomnikiem.

▼ Statystyki IATA wskazują, że zyski linii lotniczych wyraźnie spadają. W 1966 r. wynosiły one 9,5% od obrotu, w 1967 r. zmniejszyły się do 7,4%, a w 1968 r. spadły do 3,9%. Równocześnie zmniejszyła się bezwzględna wartość zrealizowanego zysku, który z 1 mld dol. w 1965 r. zmniejszył się do 550 mln dol. w 1968 r. Jedną czwartą istniejących linii lotniczych wykazała straty, i to mimo 15% wzrostu transportu towarów (w 1968 r. w porównaniu z 1967 r.) i 12,2% zwiększenia ruchu pasażerskiego. Wzrost zdolności przewozowych samolotów był szybszy niż liczby pasażerów i przeciętne zapewnienie miejsc z 52,8% w 1967 r. zmalało do 50,5% w ubiegłym roku. A tymczasem koszty ruchu lotniczego wzrosły. Ostatnio np. rozważana jest sprawa pobierania przez poszczególne państwa opłat za usługi radiolokacyjne, zależnie od ciężaru samolotu i długości trasy, jaką on przelatuje.

▼ Czechosłowackie linie lotnicze w 1970 r. zamierzają otworzyć linię lotniczą do Kuala Lumpur w Malazji. Linia łącząca Pragę z Singapurem czynna jest już od roku.

▼ Z okazji rocznicy uruchomienia bezpośredniej komunikacji lotniczej Moskwa—Nowy Jork, przedstawiciel „Aeroflotu” stwierdził na konferencji prasowej w Nowym Jorku, że w ciągu tego roku samoloty radzieckie odbyły 66 rejsów na trasie Moskwa — Nowy Jork — Moskwa, przewożąc około 10 tys. pasażerów, z których 50% stanowili obywatele amerykańscy, przy czym 40% spośród nich udawało się do ZSRR jako turyści.

▼ Przedstawiciel ministerstwa komunikacji NRF oświadczył ostatnio, że Francja, Holandia, kraje skandynawskie i W. Brytania prowadzą rozmowy z ZSRR na temat wykorzystania w komunikacji lotniczej połączeń transsyberyjskich. Dotychczas jakoby osiągnięto porozumienie w sprawie wykorzystania tych połączeń przez „Air France”. Również KLM ma rozpocząć loty na tej linii od 1 kwietnia przyszłego roku, jednak potrzebna jest do tego jeszcze zgoda rządu japońskiego. Skandynawskie Linie Lotnicze SAS pragną uruchomić połączenie z Kopenhagi do Moskwy i przez Syberię do Tokio.

▼ Samolot Tu-144 wypróbowany został przed kilku miesiącami w lotach z prędkością naddźwiękową. Ostatnio kapitan E. Eljan w wywiadzie dla pisma „Socjalistическая Индустрия” stwierdził, że samolot w różnych warunkach lotu nie sprawia w pilotażu żadnych kłopotów. Kontrolowano prace jego licznych systemów i urządzeń. Przez długie okresy czasu latano z prędkościami ponaddźwiękowymi. Okazało się, że samolot jest doskonały w prowadzeniu, zaś wszystkie jego systemy pracują niezawodnie.

▼ Do niedawna samoloty pasażerskie wozily tylko bagaż podręcznych i nieznaczne ilości towarów, wymagających szybkiego transportu. Obecnie ocenia się, że 80% wpływów linii lotniczych pochodzi z ruchu pasażerskiego, 10% z przewozu poczty i lotów czarterowych i 10% z transportu towarów. Jednak ta ostatnia pozycja wykazuje najbardziej dynamiczny wzrost. W 1968 r. przewóz pasażerów zwiększył się w porównaniu z 1967 r. o 12%, a przewóz towarów o 15%; równocześnie coraz częściej pojawiają się ogło-

sznienia o uruchomieniu nowych linii lotniczych „all cargo”, czyli zajmujących się wyłącznie przewozem towarów.

▼ Linie „Pan American” przygotowują się intensywnie do przyjęcia zamówionych dwudziestu pięciu samolotów Boeing 747, „Jumbo Jet”. Załoga samolotu będzie się składać z kapitana, drugiego pilota, inżyniera pokładowego i 15 stewardess. Załogi dobiera się specjalnie spośród ludzi najbardziej doświadczonych; pierwsi piloci legitymują się średnio osmioletnim stażem na samolotach odrzutowych i dwudziestoletnim — na samolotach tłokowych.

▼ Zwolennicy kilkusetmiejscowych „Jumbo Jet” podkreślają tańszą ich eksploatację niż samolotów naddźwiękowych, co może pozwolić na poważne zmniejszenie cen biletów. Ponadto, jeśli nie dopisze frekwencja pasażerów, „Jumbo Jet” da się stosunkowo łatwo przystosować do przewozu nawet 100 ton towarów. Faktycznie — jak dotąd — jedyne oponentami samolotów kilkusetmiejscowych są towarzystwa ubezpieczeń, które wysuwają obawy, iż jedna katastrofa „Jumbo Jet” może pociągnąć za sobą konieczność wypłaty odszkodowań rzędu 100—150 mln dolarów.

▼ Radziecki śmigłowiec Mi-12 podniósł ładunek 40 204,5 kg na wysokość 2250 metrów, ustanawiając tym samym rekord świata. Protokół z tego lotu został przesłany do zatwierdzenia do międzynarodowej federacji lotniczej.

▼ W Związku Radzieckim przygotowuje się nowy system współdziałania lotnictwa z gospodarstwami rolnymi. Planuje się budowę specjalnych lotnisk międzykołchozowych przystosowanych do intensywnego prowadzenia prac agrolotniczych w każdej porze roku. Takie bazy rolno-lotnicze będą obsługiwały wszystkie okoliczne kolchozy.

▼ Na kwiecień 1970 r. zapowiedziany jest rajd samolotów sportowych naokoło świata. Organizatorem tego przedsięwzięcia jest jedna z wytwórni francuskich.

▼ 36 milionów dolarów strat przyniósł kanadyjskim liniom „Air Canada” miesięczny strajk 6300 mechaników. Związek zawodowy żądał 20% podwyżki płac w ciągu roku, zaś dyrekcja linii oferowała podwyżkę 23% w ciągu trzech lat. Ostatecznie zgodzono się obopólnie na podwyżkę 16% w ciągu 26 miesięcy.

PERSPEKTYWY ROZWOJU LOTNICTWA ROLNICZO-GOSPODARCZEGO W PRL

14-15.XI.br. odbyła się w Domu Technika w Poznaniu Krajowa Konferencja Lotnictwa Gospodarczego na temat „Stan obecny i rozwój lotnictwa rolniczo-gospodarczego w PRL” zorganizowana przez Sekcję Lotniczą ZG SIMP i Sekcję Lotniczą ZG SITK przy współudziale ZG SITR, PUL ARPL, Sekcji Lotniczej ZO SIMP w Poznaniu, Sekcji Lotniczej ZO SITK w Poznaniu oraz ZO SITR w Poznaniu.

Wnioski zgłoszone na tej konferencji publikujemy w następnym numerze.

Dokończenie z III str. okt.

Tablica. Rozwój przedsiębiorstwa lotniczego „Air India International” w latach 1959—1968

▼Wyszczególnienie	Lata					
	1959	1961	1963	1965	1967	1968
Liczba samolotów, w tym: tłokowe odrzutowe	11 —	10 3	6	8	9	9
Liczba przewiezionych pasażerów [tys.]	83,7	123,3	165,7	238,8	254,7	285,5
Liczba pasażerokm [mld]	391	582	822	1140	1192	1405
Zasięg lotu na jednego pasażera [km]	4650	4700	4900	4770	4660	4900
Przewieziony ładunek towarowy [tys. ton]	2,7	4,5	6,4	8,8	11,1	12,0
Przewieziony ładunek towarowy [tys. tonokm]	49,9	76,3	111,6	156,7	172,5	199,0

MARKS A.

523.43:629.19

The exploration of the Mars by the use of the unmanned spacecraft

In this paper the review of the exploring unmanned missions toward the Mars is made, especially the flights of the space probes Mariner 6 and Mariner 7 and the results gained are presented. The project of the unmanned vehicle Viking, which will land on the Mars in the near future, is mentioned and the possibilities of the manned landing on this planet are discussed. The fundamental informations about the Mars are given.

GLASS A.

629.13:658.5

The principal problems of the polish aviation industry

In this paper the analysis of the needs of the polish aviation in regard to helicopters, delivery aircraft, agricultural aircraft, training aircraft, multipurpose aircraft and gliders is carried-out. The trends in the world's aviation are discussed and the needs of the perspective plans for polish aviation industry is emphasized.

WIATREK R.

621.455.03

Some problems of operation of turbopump units of rocket engines

Operation features of turbopump unit of liquid fuel rocket engine influence the burning stability in combustion chamber. Variation of the turbine power output caused by atmospheric pressure variation (in the case of flying in the atmosphere) results in pressure pulsation in combustion chamber. In this article it is showed analytically, that in the case of over-or critical pressure ratio at turbine outlet the atmospheric pressure does not affect the turbine power output. The turbine should be so designed, that under all flight conditions it operates at over-or critical outlet pressure ratio.

ŻEBROWSKI M.

656.7.052.5

The division of function of pilot and co-pilot during approach at low visibility

During aircraft approach at low visibility simultaneous observation by the pilot the instruments and the external sources of visibility is difficult. For this reason the airlines BEA and Air France introduced the division of function of pilot and co-pilot during approach at low visibility: co-pilot controls aircraft using instruments, the pilot takes the control over, when he perceives the sources of external visibility.

PUZYNA C.

614.892:629.138.5

The results of the tests of the anti-noise ear covers for passenger aircraft pilots

In this article the construction of the anti-noise ear covers are explained, the types of the tested anti-noise ear covers are described and the results of these tests i.e. the effectiveness of noise suppression and the influence of the anti-noise ear covers on talk comprehensibility are presented. The changes what must be introduced into the anti-noise ear covers of polish construction in order to increase their noise suppression effectiveness in the case of using it by the An-24 aircraft pilots are mentioned.

Co piszą inni...

O OCHRONIE PRACY

Numer 7—8 „Ochrony Pracy” zawiera krótkie podsumowanie dorobku Polski Ludowej w dziedzinie ochrony pracy i zdrowia załóg pracowniczych, ze wskazaniem przebytej drogi w okresie XXV-lecia PRL i tendencji rozwojowych.

Omawiane zagadnienia zgrupowane są w czterech podstawowych działach. W pierwszym omówiono osiągnięcia w zakresie prawa pracy — odrębne artykuły poświęcone są charakterystyce systemu przepisów normujących warunki pracy w Polsce Ludowej oraz roli związków zawodowych jako inspiratora i współtwórcy norm prawnych z dziedziny ochrony pracy. Informacje w tym dziale uzupełnione są szkicowym omówieniem dorobku w dziedzinie normalizacji i wynalazczości pracowniczej, prowadzonych na rzecz polepszenia warunków bezpieczeństwa i higieny pracy.

Drugi dział zawiera dwa artykuły obrazujące rozwój opieki zdrowotnej w Polsce, z jego pozytywnymi i negatywnymi oraz charakterystykę postępu technicznego z punktu widzenia zmian, jakie ten postęp powoduje w związku z zawodowym obciążeniem i narażeniem urazowym pracujących.

O zagadnieniach techniki bezpieczeństwa pracy opublikowano 8 artykułów, które są przykładami współczesnych poglądów naukowych i rozwiązań konstrukcyjnych uwzględniających wymagania bhp, ze szczególnym zwróceniem uwagi na metody kontroli i techniczne sposoby zapobiegania zagrożeniom występującym w procesach pracy.

Oddzielny dział poświęcony jest zagadnieniom ergonomii jako działalności integrującej nauki biologiczne i techniczne. Artykuły te zaznajamiają z organizacją i pracą krajowych ośrodków ergonomicznych, akcentując szczególną rolę ergonomii koncepcyjnej jako czynnika decydującego o racjonalnych rozwiązaniach konstrukcyjnych maszyn i narzędzi technicznych oraz całego materialnego środowiska pracy, a tym samym o efektach produkcji oraz o bezpieczeństwie i zdrowiu załóg pracowniczych. Kilkuletnie doświadczenia w praktyce zakładów produkcyjnych w tej dziedzinie przyniosły pozytywne wyniki, zarówno w postaci wykonanych badań i zastosowanych w praktyce ich efektów, jak i w formie postulatów wytyczających działalność ergonomiczną na najbliższą przyszłość. Przykłady tego podają opublikowane w piśmie doniesienia, opracowane przez zakładowe zespoły ergonomiczne. Uzupełnieniem wiadomości na ten temat jest artykuł poświęcony nauczaniu ergonomii w wyższych szkołach technicznych. **Ochrona Pracy 1969 nr 7—8.**

lotnicze przedsiębiorstwa świata

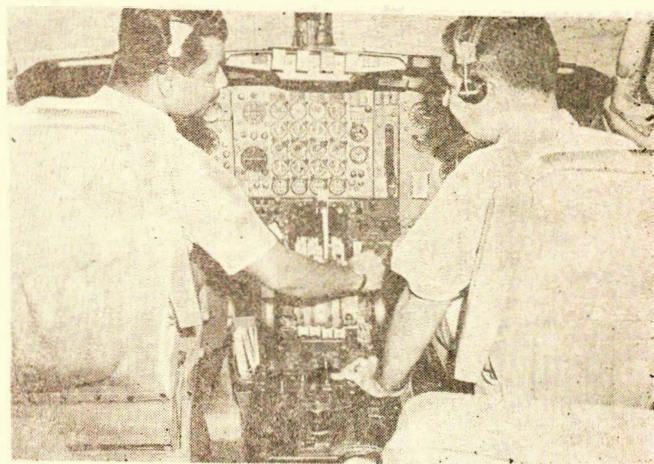
„AIR INDIA INTERNATIONAL“

W okresie międzywojennym w Indiach powstały lokalne przedsiębiorstwa lotnicze początkowo w oparciu o kapitały „Imperial Airways”. Kolejno jednak z inicjatywy postępowej burżuazji hinduskiej rozwijają się wewnętrzne połączenia na terenie całego rozległego obszaru Indii. Korzyść bezpośrednią odnoszą jednak z tego tytułu przedsiębiorstwa lotnicze Wielkiej Brytanii, bowiem za pośrednictwem rozwijających się połączeń wewnętrznych mają zapewnionych dodatkowych pasażerów na szlakach międzynarodowych.

Z rozwojem transportu lotniczego w Indiach ściśle związane jest nazwisko potentata przemysłowego Tata, który w 1932 r. organizuje pierwsze przedsiębiorstwo lotnicze w Azji południowej pod nazwą „Tata Airlines”. W 1938 r. powstają w Indiach dwa drugorzędne przedsiębiorstwa lotnicze: „Delhi Flying Club” oraz „Indian National Airways”. W 1939 r. przedsiębiorstwo „Tata Airlines” ma już stałe połączenia między większymi ośrodkami miejskimi, między innymi stały szlak o charakterze pocztowym: Delhi-Bombaj-Madras-Kolombo oraz Kolombo-Bombaj-Karaczi. Ambitne plany inicjatora lotnictwa indyjskiego Tata dają się odczuć aktualnie. Istniejące przedsiębiorstwa lotnicze AII (Air India International) oraz IAC należą do największych przedsiębiorstw lotniczych krajów słabo rozwiniętych.

Do rozwoju transportu lotniczego w Indiach w dużej mierze przyczyniła się druga wojna światowa. Przez obszary Indii prowadziły wielkie mosty powietrzne w kierunku Chin i Australii. Dla ich zabezpieczenia alianci rozbudowali zespół urządzeń nawigacyjnych oraz sieć lotnisk.

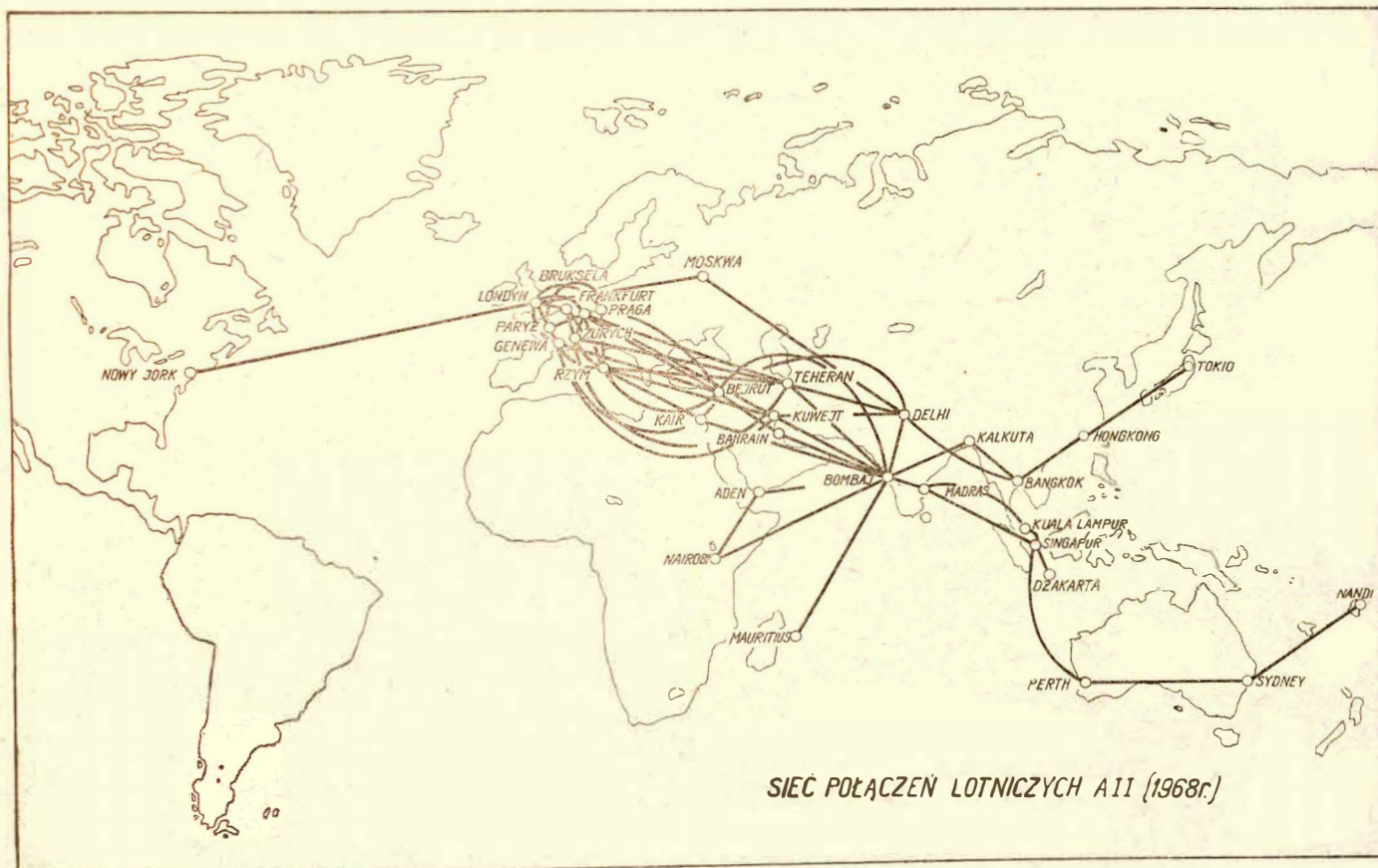
„Air India” powstało w 1947 r. a więc w roku uzyskania niepodległości. Fakt tak szybkiego powołania do życia przedsiębiorstwa przypisać należy tradycjom okresu międzywojennego. Świadczone usługi przez AII mają



charakter wyłącznie międzynarodowy, jakkolwiek w statystyce przedsiębiorstwa uwidocznione są również przewozy krajowe. Tłumaczy się to przelotami międzynarodowymi, np. z Bombaju przez Kalkutę czy Madras (z lądowaniem), gdzie na odcinkach krajowych również świadczone są usługi.

Wg aktualnych danych w Indiach znajduje się 85 lotnisk, z czego przedsiębiorstwo „Air India” wykorzystuje cztery. Są to Bombaj (jednocześnie siedziba przedsiębiorstwa), Kalkuta, Madras i Delhi. Patrząc na aktualną mapę połączeń stwierdzić należy, że AII ma połączenia ze wszystkimi kontynentami. Jest również jedynym (poza Izraelem) przedsiębiorstwem mającym połączenie przez północny Atlantyk. O charakterze świadczonych usług (tablica) informuje zasięg lotu przypadający na jednego pasażera — 4690 km, który należy do najdłuższych na świecie, bowiem średnia światowa wynosi około 1200 km.

Ciekawostką jest fakt, że AII ma umowę ze Związkiem Radzieckim na przelot przez obszar tego kraju po trasie: Delhi-Taszkient-Moskwa-Europa zachodnia.



SIEĆ POŁĄCZEN LOTNICZYCH AII (1968r)



Fotografia wykonana została przez sondę „Mariner”7. Widać na niej dwa przyległe do siebie kraterzy na biegunie południowym Marsa. Zdjęcie obejmuje obszar 135 km na 320 km. Przekazane zostało do Jet Propulsion Laboratory (Kalifornia) 5 sierpnia