



**technika
lotnicza
i astronautyczna**

3
1969

lotnicze porty świata

LOTNISKO PARYŻ-ORLY

Centralne lotnisko Paryża — Orly nazywane jest również „miastem w mieście”. Nazwa ta w pełni jest uzasadniona z uwagi na wielkość zabudowy oraz samodzielną funkcjonalność. Lotnisko należy do największych w Europie, zajmuje drugie miejsce po lotnisku w Londynie. Orly rozwija się dynamicznie i bardzo szybko osiągnęło pełną zdolność przepustową. W początkowej wersji lotnisko przewidziane było na docelową obsługę 6 milionów pasażerów, tymczasem już w 1966 r. obsłużono 5700 tys. pasażerów.

Położenie lotniska jest wyjątkowo dogodnie (14 km od centrum miasta), a przez jego środek tunelem przebiega autostrada (R). Ogólna powierzchnia wydzielona pod zabudowę lotniska wynosi 1516 ha. Łączna długość pasów startowych wraz z drogami manewrowymi wynosi 24 830 m, natomiast powierzchnia pokryta betonem aż 737 500 m². Na lotnisku pracuje 20 tys. wysokiej klasy specjalistów.

Z uwagi na charakter wzrostu usług lotnisko podlega dalszej rozbudowie. Przewiduje się bowiem, że w latach 1967—1970 roczny wzrost pasażerów będzie wynosił 11,5%, a w latach 1970—1975 tylko 8% (mniejszy ze względu na stopniowe przejmowanie usług przez nowe lotnisko Paris-Nord). Aby zabezpieczyć rozwijające się usługi pasażerskie, przewiduje się:

w 1969 r. włączenie do eksploatacji dworca satelitarnego Paryż-Orly Zachód. Dworzec ten przeznaczony będzie do obsługi samolotów Boeing 747, należących do przedsiębiorstw PANAM i TWA. Wyjścia z dworca do samolotów wyposażone zostaną w mostki teleskopowe;

w 1970 r. dworzec Orly-Wschód również otrzyma mostki teleskopowe;

w 1971 r. całkowicie oddany zostanie do eksploatacji nowy dworzec Orly-Zachód przeznaczony wyłącznie do obsługi ruchu wewnętrznego oraz wspólnoty gospodarczej (EWG);

w 1972 r. całkowite zakończenie budowy portu oraz oddanie do eksploatacji jednego z pięciu dworców lotniska Paris-Nord.

Po realizacji tych planów port Orly będzie mógł obsłużyć 15 milionów pasażerów, co będzie jego maksymalną zdolnością przepustową. Aktualnie Orly obsługuje 38 przedsiębiorstw lotniczych, w tym 5 własnych i 33 obce.

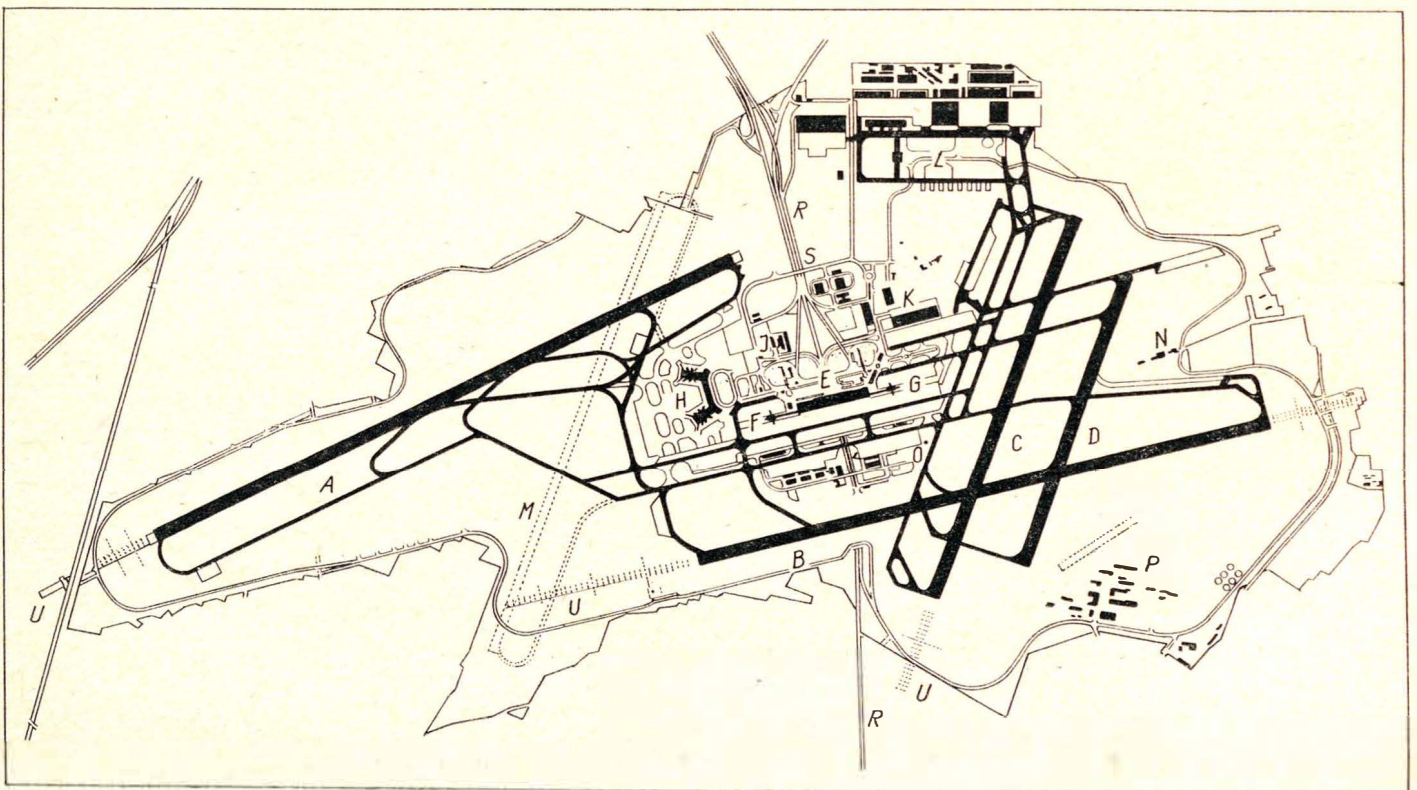
Lotnisko ma 6 olbrzymich hangarów o ogólnej powierzchni użytkowej ponad 6 hektarów, a ponadto specjalny hangar-myjnię. Imponującą budowlą jest dworzec pasażerski — sześciopiętrowy budynek o wymiarach 210 × 60 × 25 m, wyposażony wewnątrz w 22 szt. ruchomych schodów. Zespół hoteli ma łącznie 329 pokoi, a restauracje ponad 1000 miejsc. Powierzchnia dworca towarowego łącznie z chłodniami wynosi ponad 28 tys. m².

Wyjątkowo funkcjonalne i nowoczesne jest wyposażenie techniczne lotniska. Ruch na lotnisku kierowany jest z trzech ośrodków dyspozycyjnych, wyposażonych we własny system telewizyjny:

- Ośrodek PCR (le poste de controle et de repartition) kieruje ruchem samolotów na ziemi,
- Ośrodek PCA (le porte de coordination de l'aerogare) zajmuje się odprawą pasażerów i bagażu,

Dokończenie na 4 str.

- A — pas startowy o wymiarach 3650 × 60 m
- B — pas startowy o wymiarach 3320 × 60 m
- C — pas startowy o wymiarach 2400 × 60 m
- D — pas startowy o wymiarach 1880 × 60 m
- E — dworzec pasażerski Orly-Południe
- F — budynek satelitarny — Zachód
- G — budynek satelitarny — Wschód
- H — dworzec pasażerski w budowie Orly-Zachód
- J — hotel Hilton
- K — dworzec towarowy
- L — ośrodek techniczny portu
- M — projektowany pas startowy
- N — wieża kontroli ruchu lotniczego
- O — pomieszczenia służby technicznej
- P — warsztaty naprawcze
- R — autostrada
- S — elektrownia
- T — parkingi
- U — urządzenia ILS



TECHNIKA LOTNICZA I ASTRONAUTYCZNA

MIESIĘCZNIK
SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XXIV

Marzec 1969

Zeszyt 3

Adres Redakcji: Warszawa, ul. Czackiego 3/5,
tel. 27-26-01

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

SPIS TREŚCI

	Str.
W. Stafiej: Problemy współczesnej techniki szybowcowej	1
A. Zawadzki: Program Użytkowy „Apollo”	5
KRONIKA	9, 12
P. Wolański: Rury i tunele uderzeniowe	10
W. Wilanowski: Charakterystyki eksploatacyjne samolotu TU-134 w porównaniu z innymi samolotami tej klasy	13
B. Dostatni: Samoloty naddźwiękowe oraz autobusy powietrzne w polskim transporcie lotniczym	17
munikacyjnego	19
B. Wiślicki: Ocena właściwości paliw naftowych do silników turbinowych w modelowych komorach spalania	22
NOWOŚCI TECHNICZNE	26
Nowe materiały narzędziowe	30
Urządzenie fotograficzno-retransmisyjne pojazdów kosmicznych „Lunar Orbiter”	31
J. Koniuszewski: 40 lat polskiego lotnictwa ko- Przewidywania rozwojowe transportu lotniczego	32
Lotnicze porty świata — Paryż-Orly	II okł.
Z działalności Sekcji Lotniczej SIMP	IV okł.
Notatki ze świata	IV 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*, inż. *A. Hadrawa*, mgr inż. *W. Kordziński*, mgr inż. *S. Lassota*, inż. *K. Szumielewicz*, mgr inż. *W. Zaręba*

Redaktor techniczny:
Alicja Bil

Rada Programowa:
Prof. mgr inż. *L. Dulęba*, mgr inż. *J. Grzegorzewski*, mgr inż. *H. Krajewski*, mgr inż. *A. Lewkowicz*, inż. *R. Machnowski*, mgr inż. *W. Piętrzak*, mgr inż. *B. Trala*, mgr inż. *J. Wojciechowski*

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

Wrocławska Drukarnia Dzielowa. Zam. 2332/C — J-2.
Nakład 1550 egz. Papier druk. sat. kl. IV, 70 g, 60 × 86.

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

Эксплуатационная программа „Аполло“

Эксплуатационная программа „Аполло“ предполагает использование оборудования и опыта Лунной Программы „Аполло“. Цель этой программы заключается в создании в первой половине семидесятых годов экипажных орбитальных станций, в которых будут производиться длительные космические исследования, а также подробное изучение Луны с использованием кораблей „Аполло“ и основанной на Луне исследовательской станции. В статье описаны предпосылки и задания программы, а также представлено современное состояние ее реализации и план полетов на 1970—1973 годы.

STAFIEJ W.

629.135.15

Некоторые проблемы современной планерной техники

В статье рассмотрен ряд проблем, с которыми сталкиваются конструкторы планеров, в особенности рекордных планеров; представлен прогресс совершившийся в этой области авиационной техники. Обсуждены аэродинамические требования по отношению к рекордным планерам и связанные с этим конструктивные и прочностные проблемы, а также рассмотрены методы изготовления планеров как при использовании дерева так и ламинатов; подчеркнута значимость возможно точного воспроизведения геометрии профиля крыла. Коротко представлены виды испытаний, которым подвергаются прототипы планеров.

WOLAŃSKI P.

533.6.071.8

Ударные трубы

Ударные трубы позволяют исследовать явления происходящие при больших скоростях течения, больших давлениях и температурах.

В результате соответствующего подбора параметров можно создать в этих установках кратковременные гиперзвуковые течения. Это дает возможность проводить исследования процессов происходящих во время гиперзвуковых полетов, во время входа в атмосферу космического корабля, возвращающегося из космоса либо изучать явления из области физики и химии. Настоящая статья посвящена рассмотрению принципов действия и конструкции ударных труб, а также видов работ проводимых на этих установках.

WILANOWSKI W.

629.138.5

Эксплуатационные характеристики самолета Ту-134 по сравнению с характеристиками других самолетов такого-же класса

В статье представлены технические данные самолета Ту-134 и дано сравнение — при помощи таблиц и графиков-размеров, весов, крейсерских скоростей, тяговой нагрузки, перевозной способности, блочных времен и скоростей, длины разбега и посадки, а также дальности полета самолета Ту-134 и других самолетов такого-же класса.

KONIUSZEWSKI I.

656.7(438)

**40 лет польской гражданской авиации
Польские авиалинии — „LOT“ — в период 1945—1969**

В статье представлено восстановление польской гражданской авиации после II мировой войны и ее развитие в период 1946—1968, которое иллюстрирует карта линий PLL „LOT“ с 1968 г. и таблица эксплуатационных достижений. Описываются самолеты эксплуатируемые в „LOT“ во время 1944—1968 и приводится таблица содержащая основные данные самолетов.

WIŚLICKI B.

662.75:621.454.001.57

Оценка свойств нефтяных топлив для газотурбинных двигателей при помощи модельных камер сгорания

В статье описаны большие и средние модельные камеры сгорания, а также разновидности проводимых с их помощью испытаний в области оценки эксплуатационных свойств нефтяных топлив применяемых в газотурбинных и прямоточных двигателях. Работа является продолжением тематики представленной в статье относящейся к испытаниям авиационных топлив в миниатюризованных камерах сгорания.



technika lotnicza i astronautyczna

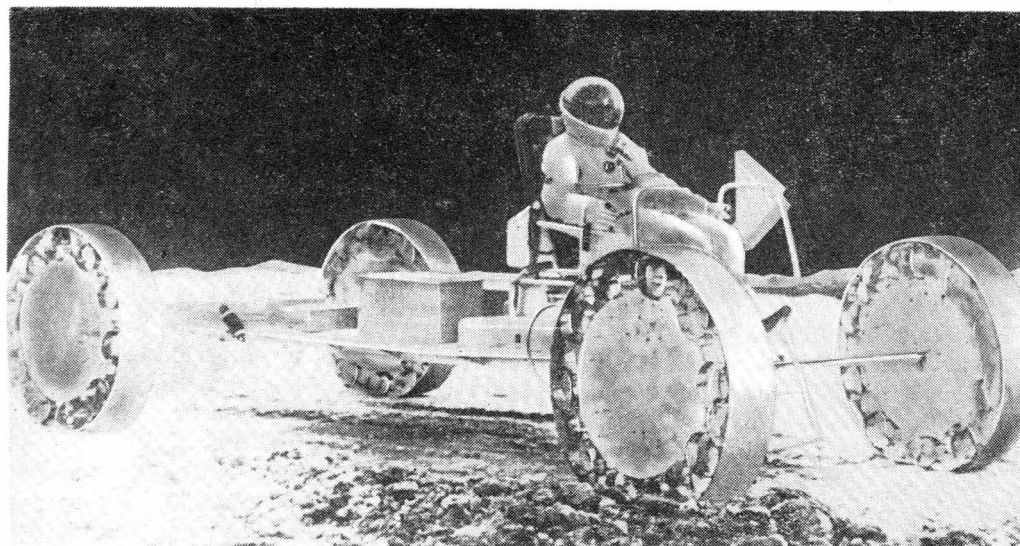
MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH

629.19(73)

Mgr inż.

ANDRZEJ ZAWADZKI

Program użytkowy „Apollo” zakłada wykorzystanie urządzeń i doświadczeń Programu Księżycowego „Apollo”. Jego celem jest budowa w latach siedemdziesiątych załogowych stacji orbitalnych, w których prowadzone będą długotrwałe badania naukowe, oraz dokładne poznanie Księżyca przy użyciu statków „Apollo” i założonej na Księżycu stacji badawczej. W artykule opisano założenia i zadania programu oraz przedstawiono aktualny stan jego realizacji i plan lotów na lata 1970—1973.



Projekt pojazdu kołowego przeznaczanego do poruszania się po Księżycu

PROGRAM UŻYTKOWY „APOLLO”

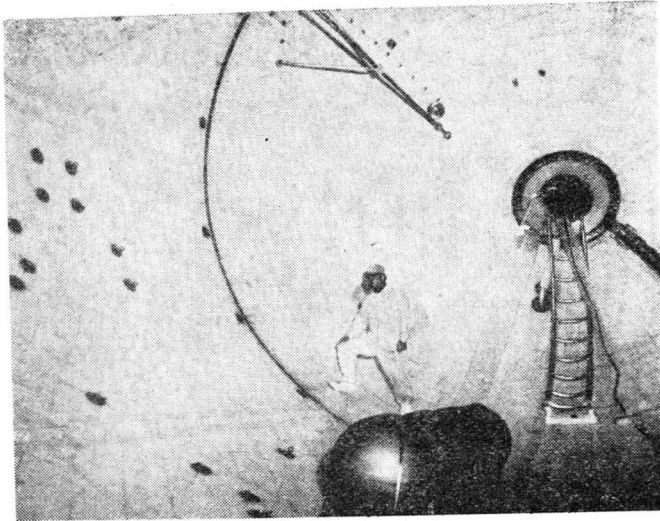
Głównym celem amerykańskiej astronautyki w pierwszej połowie lat siedemdziesiątych ma być realizacja Programu Użytkowego „Apollo” (AAP — Apollo Application Program). Intensywne prace przygotowawcze rozpoczęto w 1966 r. na zlecenie NASA kosztem 50 mln dolarów. W latach następnych zwiększano stopniowo nakłady na ten program.

Program Użytkowy „Apollo” jest drugim wielkim przedsięwzięciem NASA w dziedzinie załogowego badania kosmosu. Ma on wykorzystywać doświadczenia zdobyte we wszystkich poprzednio przeprowadzonych programach, a głównie z realizowanego obecnie Programu „Apollo”. Każda jego misja będzie oparta na urządzeniach i zapleczu tych programów. Jako rakiety nośne wykorzystywane będą rakiety „Saturn”. Będą to rakiety „Saturn” 1B, do lotów orbitalnych, i rakiety „Saturn” 5, do lotów księżycowych.

Założenia Programu

Podstawowym zespołem w opisywanym Programie będzie zmodyfikowana wersja ostatniego stopnia rakiet „Saturn” 1B i „Saturn” 5 — stopnia S-IVB — w którym pusty zbiornik ciekłego wodoru ma być wykorzystany jako główne pomieszczenie dla załogi podczas długotrwałych lotów kosmicznych. Przystosowany do pomieszczenia załogi zbiornik o objętości około 270 m³, nazwany laboratorium orbitalnym, będzie wyposażony w luk powietrzny, do którego będą cumować zmodyfikowane wersje statków „Apollo”.

Kabina i przedział usługowy statku „Apollo” będą przystosowane do długotrwałych lotów. Sama kabina zostanie przekonstruowana tak, aby mogła pomieścić sześcioposobową załogę. W dodatku, będzie ona miała możliwość lądowania na stałym lądzie.



Widok wnętrza pustego zbiornika wodoru stopnia S-IVB. Po prawej stronie widać właz do luku powietrznego

Przedział księżycowy LM wyposażony zostanie w urządzenia służące do badań topograficznych Ziemi i Księżyca w lotach orbitalnych, teleskop astronomiczny oraz inne urządzenia wymagające precyzyjnego ustawienia w przestrzeni.

W celu spełnienia wymagań stawianych przy długotrwałych lotach w Programie Użytkowym „Apollo”, trzeba będzie wprowadzić jeszcze dodatkowe zmiany podstawowego wyposażenia. Konieczna więc okazała się zmiana elektrycznego układu zasilającego, który w zmodyfikowanej wersji składać się będzie z baterii paliwowych wyposażonych w większe zasoby paliwa oraz z baterii słonecznych do dodatkowego zasilania w energię urządzeń podczas długotrwałego lotu i w cza-



Impresja artystyczna przedstawiająca laboratorium orbitalne wraz ze statkiem „Apollo” i teleskopem słonecznym na orbicie Ziemi. Do ścian stopnia i do teleskopu przymocowane są duże płaszczyzny baterii słonecznych zasilających stację w energię

się wykonywania długotrwałych doświadczeń. Planuje się wykonanie systemu dwuskładnikowej atmosfery (tlen/azot) zarówno dla statków jak i dla laboratorium orbitalnego.

Wykonany będzie również dodatkowy, transportowy przedział księżycowy, który ma wcześniej dostarczyć na powierzchnię Księżyca wyposażenie naukowe, zapasy pożywienia i ekwipunku oraz pojazd do poruszania się po Księżycu. W trzy miesiące po lądowaniu transportowego przedziału księżycowego w jego sąsiedztwie ma wylądować załogowy przedział księżycowy. Kombinacja obu umożliwi realizację dwutygodniowego pobytu na Księżycu.

Planowane doświadczenia

Wyselekcjonowano ponad siedemdziesiąt różnych typów doświadczeń, które będą przeprowadzane w ramach Programu Użytkowego „Apollo”. Doświadczenia te obejmują bardzo szeroki zakres przedmiotów w dziedzinach: medycyny kosmicznej, nauk stosowanych, techniki i technologii.

Prowadzone są obecnie intensywne prace przy konstrukcji różnego typu przyrządów pomiarowych do realizacji tych badań. Na bazie członu wlotowego przedziału księżycowego budowany jest zespół teleskopu przeznaczony do badania Słońca i gwiazd z orbit wokółziemskich, skąd Słońce i gwiazdy można będzie obserwować bez żadnych zakłóceń powodowanych przez atmosferę Ziemi. Będzie więc można otrzymać filmy astronomiczne, przez co rola astronautyki w badaniach astronomicznych będzie znacznie uwydatniona. Obsługiwany przez załogę laboratorium orbitalnego teleskop słoneczny będzie używany podczas szczytowej aktywności Słońca, a następnie jako obserwatorium astronomiczne posłuży do badania gwiazd.

Dodatkowo, do badań Słońca zbudowanych zostanie 13 oddzielnych przyrządów, za pomocą których będą prowadzone badania intensywności rozbłysków, badania korony słonecznej oraz pomiary spektroskopowe Słońca. Teleskop wraz z tymi przyrządami zamocowany będzie na b. dokładnie stabilizowanej platformie. Jest to konieczne ze względu na potrzebę ciągłego utrzymywania stałego kierunku tych urządzeń podczas prowadzenia badań Słońca i gwiazd.

Laboratorium orbitalne umożliwi astronautom przeprowadzanie prac wewnątrz pustego zbiornika wodoru drugiego stopnia rakiety „Saturn” 1B. Luk powietrzny trzymetrowej średnicy oraz adapter cumowniczy zapewni połączenie między statkiem „Apollo” a laboratorium orbitalnym. Po zbliżeniu do laboratorium orbitalnego kabina z przedziałem usługowym cumuje do luku powietrznego; przed przejściem do laboratorium astronauta uruchamiają system urządzeń napełniających atmosferą całe pomieszczenie. Właz w luku powietrznym umożliwi astronautom wyjście w przestrzeń bez konieczności dekompresji laboratorium orbitalnego lub statku „Apollo”.

Duża liczba doświadczeń jest zaplanowana do realizacji w samym laboratorium orbitalnym. Niektóre z nich powiązane są bezpośrednio z zamieszkiwaniem w nim astronautów podczas długotrwałych lotów i dotyczą określenia możliwości wykonywania prac przy zerowej sile ciężenia oraz badania wpływu na człowieka długotrwałego stanu nieważkości. Inne dotyczą doświadczeń technicznych i technologicznych, których

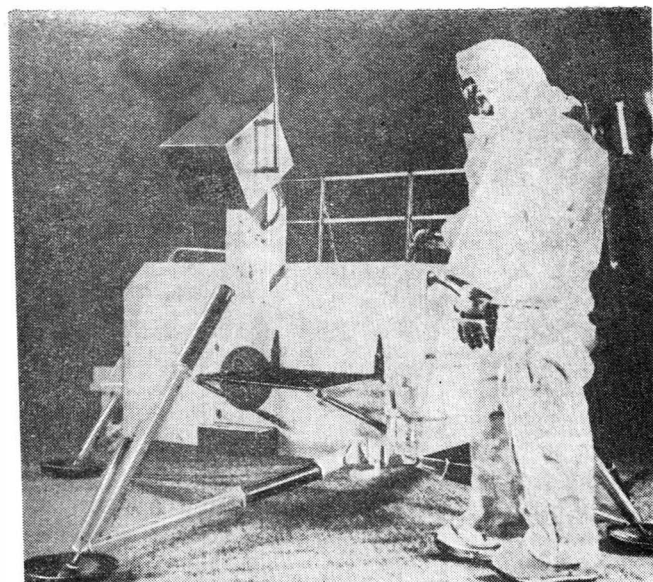
realizacja wymaga dużej zamkniętej objętości. Medyczne doświadczenia koncentrować się będą na laboratoryjnym badaniu biomedycznych wpływów na człowieka w czasie długotrwałych lotów. W celu badania różnych form życia planowana jest budowa na pokładzie laboratorium orbitalnego pracowni biotechnicznych i bionaukowych.

Doświadczenia z zakresu nauk stosowanych mają na celu ulepszenie techniki i określenie sprawności człowieka w dziedzinie orbitalnej meteorologii, łączności i zdolności zdalnego wykrywania ziemskich bogactw naturalnych.

Techniczne i technologiczne doświadczenia skupiają się głównie na badaniu wyposażenia i technik, które będą używane w następnej generacji lotów kosmicznych.

Dłuższe badania księżycowe planowane są w Programie Użytkowym „Apollo” zarówno jako misje orbitalne, jak i badania powierzchni Księżyca. Doświadczenia te będą miały na celu pogłębienie wiadomości uzyskanych w misjach bezzałogowych statków „Ranger”, „Surveyor” i „Lunar Orbiter” oraz z lotów w Programie „Apollo”, w celu wybrania okolicy do budowy załogowej stacji księżycowej lub przeprowadzenia interesujących badań naukowych.

Orbitalne loty księżycowe planowane są w celu uzyskania map i zbioru fotografii powierzchni księżycowej wykonanych z biegunowej orbity Księżyca. Wysokiej jakości mapy i zdjęcia umożliwią szczegółowe badanie tworzyw geologicznych na całej powierzchni Księżyca. Loty do wybranych obszarów powierzchni



Projekt pojazdu raketowego przeznaczonego do poruszania się nad powierzchnią Księżyca w rejonie stacjonowania astronautów. Pojazd napędzany jest małymi silnikami raketowymi zasilanymi ciekłym materiałem pędnym

ciekawych z punktu widzenia geologicznych, geofizycznych i biologicznych badań trwać będą do dwóch tygodni. Wyposażenie do tych misji ma obejmować: mały pojazd do poruszania się na średniej odległości

Zestawienie planowanych lotów w Programie Użytkowym „Apollo” w latach 1970—1973

Rok	Misja	Czas trwania (dni)	Rakieta	Cel
1970	AAP1/2	28	dwie rakiety „Saturn” 1B	Połączenie laboratorium orbitalnego z trzyosobowym statkiem „Apollo”. Badania w długotrwałym locie kosmicznym
1970	AAP3/4	56	dwie rakiety „Saturn” 1B	Montaż teleskopu słonecznego. Dalsze badania w długotrwałym locie orbitalnym oraz prowadzenie badań astronomicznych
1971	AAP5	56	„Saturn” 1B	Wymiana załóg. Prowadzenie dalszych badań
1971	AAP6/7	56	dwie rakiety „Saturn” 1B	Budowa nowej stacji orbitalnej. Połączenie laboratorium orbitalnego ze statkiem „Apollo”. Badania w długotrwałym locie orbitalnym
1971	AAP8/9	56	dwie rakiety „Saturn” 1B	Montaż teleskopu słonecznego. Kontynuowanie badań w długotrwałym locie orbitalnym oraz prowadzenie dalszych badań astronomicznych
1972	AAP10/11/12	180	trzy rakiety „Saturn” 1B	Ciągła wymiana załóg w celu zrealizowania trzymiesięcznego lotu orbitalnego. Prowadzenie dalszych badań.
1973	AAP13/14/15/16/17	jeden rok	dwustopniowa rakieta „Saturn” 5 i cztery rakiety „Saturn” 1B	Wyniesienie na orbitę nowej stacji za pomocą „Saturna” 5. Wymiana załóg przy użyciu rakiet „Saturn” 1B w celu zrealizowania rocznego lotu orbitalnego. Prowadzenie dalszych badań.
1971	AAP LS-1	3	„Saturn” 5	Trzydniowe badania na powierzchni Księżyca
1972	AAP LS-2	3	„Saturn” 5	Trzydniowe badania na powierzchni Księżyca
1973	AAP LS-3	7—14	dwie rakiety „Saturn” 5	Siedem do czternastu dni badań na powierzchni Księżyca. Wykorzystanie pojazdu transportowego

od statku, wiertarki do badań podpowierzchniowych i do mierzenia profilu pionowego w warstwie wierzchniej oraz zespół przyrządów do zbierania geofizycznych danych transmitowanych na Ziemię za pomocą nadajników radiowych przez okres jednego roku.

Aktualny plan lotów

Początkowo sądzono, że pierwsze loty w tym Programie uda się zrealizować już pod koniec 1968 r. Jednak po tragicznym w skutkach pożarze na Przylądku Kennedy'ego w styczniu 1967 r. cały Program uległ poważnemu opóźnieniu. Stało się tak z dwóch, powiązanych zresztą ze sobą powodów. Po pierwsze, konieczna okazała się przebudowa statku „Apollo”, który pozostaje podstawowym pojazdem w Programie Użytkowym, a po drugie, w związku z tą przebudową znacznie wzrosły koszty Programu „Apollo”, co odbiło się głównie na kwocie przeznaczonej na Program Użytkowy. W dodatku, w związku z wojną w Wietnamie budżet NASA znacznie zmniejszono, co również miało wpływ na zmniejszenie dotacji na ten cel.

Prowadzone obecnie prace skupiają się głównie na budowie i badaniu wyposażenia laboratorium orbitalnego oraz dodatkowych urządzeń badawczych. Kilka firm opracowuje konstrukcje platformy, na której pojedynczy astronauta będzie mógł oddalić się o kilka kilometrów od statku na czas kilku godzin.

NASA podała już wstępny plan lotów w Programie Użytkowym „Apollo” przewidzianych na lata 1970—1973. Program przewiduje przeprowadzenie 17 lotów na orbitę Ziemi i cztery na Księżyc. W tablicy 1 przedstawiony jest harmonogram tych lotów. Pierwsze loty orbitalne realizowane będą za pomocą rakiet „Saturn” 1B. Do budowy jednej stacji potrzebne będą cztery starty tych rakiet. Najpierw, na orbitę wprowadzone będzie bezzałogowe laboratorium orbitalne. Po paru dniach wystartuje druga rakietą ze statkiem „Apollo” i z dodatkowym wyposażeniem laboratoryjnym, które przyłączy się do laboratorium orbitalnego. W ciągu 28 dni astronauta przeprowadzać będą badania wewnątrz i na zewnątrz laboratorium, po czym powrócą na Ziemię w statku „Apollo”. Następnie, po paru miesiącach w odstępie jednego dnia wystartują dwie rakiety, jedna — z teleskopem słonecznym, druga — ze statkiem „Apollo”. Oba zespoły połączą się na orbicie, po czym razem przycumują do laboratorium. Czas pobytu tej załogi na orbicie wyniesie 56 dni. Po tym okresie nastąpi wymiana załóg.

Dane uzyskane podczas pierwszych lotów pozwolą

zmodyfikować nieznacznie urządzenia i aparaturę następnych stacji orbitalnych. Aktualne plany uwzględniają budowę dwóch dalszych stacji, z tą jednak różnicą, że ostatnia wprowadzona zostanie na orbitę za pomocą zmodyfikowanej dwustopniowej rakiety „Saturn” 5.

Loty księżycowe rozpoczną się od trzydniowych wypraw na powierzchnię Księżyca w ulepszonym przedziale księżycowym. Dopiero trzeci lot realizowany za pomocą dwóch rakiet „Saturn” 5 trwać ma do dwóch tygodni. W tej misji jeden „Saturn” 5 dostarczy na powierzchnię Księżyca transportowy pojazd księżycowy, drugi, statek „Apollo” z załogą. Po wejściu na orbitę Księżyca od statku oddzieli się przedział księżycowy z dwuosobową załogą i wylądjuje w sąsiedztwie znajdującego się już na powierzchni pojazdu transportowego. Trzeci astronauta pozostanie w statku znajdującym się na orbicie i będzie tam prowadzić badania. Po wykonaniu zadań dwaj astronauta wystartują z powierzchni Księżyca i spotkają się z oczekującym ich statkiem na orbicie. Następnie wszyscy trzej powrócą na Ziemię w statku „Apollo”. Loty planowane na lata 1970—1973 mają kosztować około 6 miliardów dolarów, z czego 1 miliard będzie wydany na loty w roku 1970, dwa dalsze ma kosztować realizacja rocznej stacji orbitalnej z ciągłą wymianą załóg.

*

Można przypuszczać, że nie wszystkie zaplanowane doświadczenia w Programie Użytkowym „Apollo” będą zrealizowane w odpowiednim czasie, a wiele z nich prawdopodobnie może zostać skreślone z listy z powodu oszczędności.

Już dziś wiadomo, że w początkowej fazie użyte będą trzy-, a nie sześcioposobowe statki „Apollo”. Skreślono już z listy niektóre uprzednio planowane loty. Niektórzy komentatorzy uważają, że Program znacznie rozciągnie się w czasie. Przypuszcza się, że roczną stację orbitalną będzie można zrealizować dopiero w latach 1975—1976. Uważa się również, że nie uda się założyć na Księżycu w latach 70-tych stałej bazy, w której można by wymieniać załogi w odstępach 2—3 miesięcznych.

Jak będzie jednak w rzeczywistości przebiegać dalsza realizacja tego Programu i jakie uzyskane zostaną w nim wyniki, okaże się za kilka lat.

Literatura

1. Aviation Week and Space Technology, Roczniki: 1967, 1968.
2. Aerospace Technology, Roczniki: 1967, 1968.

PARYŻ-ORLY *dok. z II str. okładki*

● Ośrodek TCA (la tour de controle de l'aéroport) kontroluje ruch lotniczy w strefie lotniska. Ten ostatni ośrodek jest wyjątkowo dobrze zorganizowany, jeśli przyjmemy, że w godzinach szczytu ląduje na lotnisku do 100 samolotów na godzinę, natomiast w trudnych warunkach atmosferycznych do 50 samolotów.

Wymienione ośrodki dysponują siedmioma sieciami telewizyjnymi wyposażonymi w 26 kamer i około 150 odbiorników, które dostarczają dane z zakresu ruchu samolotów na płytach przeddworcowych oraz pasach startowych, strzegą samochodów na parkingach, jak również przekazują informacje meteorologiczne. Tak olbrzymi ruch na lotnisku wymaga sprawnego zaopatrzenia w paliwo. W tym celu władze lotniska zawarły porozumienie z towarzystwem SMCAO (la Société de Manutention de Carburants Aviation d'Orly). Towarzystwo buduje automatyczny system zaopatrze-

nia w paliwo. Na skraju lotniska rozmieszczono 6 zbiorników o pojemności 48 tys. m³ paliwa każdy, co warunkuje pełne pokrycie zapotrzebowania na okres 20 dni. Paliwo na potrzeby bieżące rozmieszczone jest w południowej części centralnej strefy lotniska w zbiornikach o pojemności 7200 m³. Zaopatrzenie samolotów z tych właśnie zbiorników odbywa się za pośrednictwem dwóch przewodów o średnicy 100 mm i wydajności 5 m³ na minutę. W tej sytuacji w ciągu 16 minut zatankować można samolot Boeing 707-320, zabierający jednorazowo 80 m³ paliwa.

O potrzebie istnienia takiego systemu niech świadczy fakt, że w 1967 r. na lotnisku zatankowano łącznie 800 tys. m³ paliwa. Zarówno system odwadniania paliwa, jak i system filtrów stanowi zupełnie odrębne zagadnienie, któremu należałoby poświęcić oddzielny artykuł.

B.D.

PROBLEMY WSPÓŁCZESNEJ TECHNIKI SZYBOWCOWEJ

W artykule omówiono szereg problemów, jakie ma do rozwiązania konstruktor szybowców, w szczególności zawodniczych, i przedstawiono postęp, który dokonał się w tej dziedzinie techniki lotniczej. Przedyskutowano wymagania aerodynamiczne w stosunku do szybowców zawodniczych i związane z tym problemy konstrukcyjne i wytrzymałościowe oraz omówiono metody wytwarzania szybowców przy użyciu zarówno drewna jak i laminatów, podkreślając przy tym znaczenie jak najdokładniejszego odtworzenia geometrii profilu skrzydła. Po krótko przedstawiono rodzaje badań, jakim poddaje się prototypy szybowców.

O problemach współczesnej techniki szybowcowej wspominałem już w artykule „Zagraniczne i polskie szybowce w Lesznie” (TL i A, nr 10 z 1968). Jednakże temat ten z racji ogromnego zainteresowania, szczególnie po rozegranych w czerwcu Mistrzostwach Świata w Lesznie, wymaga szerszego omówienia.

Szybownictwo stanowi bardzo dynamiczną dziedzinę techniki, gdzie dorobek kilku nawet lat potrafi przeobrazić gruntownie stosowane uprzednio sposoby konstruowania, uznane za optymalne parametry aerodynamiczne oraz wprowadzić nowe tworzywa i związaną z nimi technologię wykonania. Przemiany te wynikają z coraz bogatszego zasobu wiedzy teoretycznej i praktycznej w dziedzinie aerodynamiki, wytrzymałości materiałów, technologii i chemii w zakresie tworzyw sztucznych.

Wśród różnych grup szybowców najbardziej dynamiczny rozwój cechuje maszyny zawodnicze. Tej grupie stawia się zawsze najwyższe wymagania w zakresie osiągnięć, spełnienie których nastęrcza ogromną ilość problemów natury konstrukcyjnej. Dlatego też szybowce zawodnicze torują niejako drogę innym typom i są „poligonem doświadczalnym” postępu w tej dziedzinie. Im więc należy poświęcić całą uwagę podczas śledzenia drogi, jaką kroczy dzisiejsza technika szybowcowa.

Aby móc mówić o trudnościach, jakie napotyka konstruktor, trzeba przede wszystkim sprecyzować wymagania stawiane szybowcowi zawodniczemu. Brak własnego napędu zmusza pilota do wykorzystania naturalnych warunków meteorologicznych w postaci wstępujących prądów termicznych powietrza w sposób jak najkorzystniejszy. Optymalne wykorzystanie komina pozwala bowiem na zdobycie wysokości niezbędnej do przebycia lotem ślizgowym odcinka trasy i to w jak najkrótszym czasie. Uzyskana prędkość przelotu stanowi bowiem kryterium oceny rozgrywanej konkurencji. Zadaniem konstruktora pozostaje więc takie opracowanie szybowca, aby w obydwu tych fazach przelotu zapewnić jak najlepsze własności lotne. Rozkład prędkości pionowej prądów powietrznych w kominie nie jest równomierny. Najsilniejsze wznoszenia występują w centrum komina i maleją w miarę zbliżania się do jego brzegów. Pilot podczas krążenia poddany jest działaniu przyspieszenia dośrodkowego. Organizm ludzki potrafi znieść ograniczoną wartość przyspieszeń, które, o ile lot ma być nie męczący, powinny zamykać się w granicach od 120 do 140% wartości przyspieszenia ziemskiego, zależnie od odporności indywidualnej organizmu pilota. Zmniejszenie przeciążenia można uzyskać bądź przez zwiększenie promienia krążenia, bądź przez zmniejszenie prędkości. Sposób pierwszy jest bardzo niekorzystny, gdyż odsuwa szybowiec od centrum komina, a więc obszarów najkorzystniejszego wznoszenia. Należy zatem zaatakować problem zmniejszenia prędkości lotu podczas krążenia. Jest to pierwszy postulat stawiany przed aerodynamiką. Oczywiście szybowiec podczas krążenia ma własną prędkość opadania, a więc wznoszenie szybowca powstaje w wyniku różnicy prędkości prądu wznoszącego i prędkości opadania szybowca. Drugim postulatem będzie żądanie zmniejszenia do minimum prędkości własnej opadania szybowca podczas krążenia. Omówione zależności przedstawiono na rys. 1.

Promień krążenia, który zapewnia najkorzystniejsze wznoszenie w kominie, nazwano „optymalnym”. Natomiast promień krążenia, przy którym pilot może jeszcze krążyć bez ujemnych fizjologicznych wpływów przyspieszeń, nazwano „fizjologicznym”. Konstruktor dąży do tego, aby promień fizjologiczny był mniejszy od optymalnego przez spełnienie pierwszego z postulatów. Postulat drugi będzie decydował o wznoszeniu szybowca w punkcie optymalnym (dla R_{opt}).

Zmniejszenie prędkości podczas krążenia można osiągnąć przez zmniejszenie ciężaru szybowca i zwiększenie siły nośnej powstającej na skrzydle. Możliwość zmniejszenia ciężaru konstrukcji są znikome z uwagi na konieczność zapewnienia dostatecznej wytrzymałości, pozostaje więc możliwość zwiększenia współczynnika siły nośnej. Jest to jedno z naczelných zagadnień nurtujących dzisiejszych aerodynamików szybowcowych. Stale prowadzone są prace nad udoskonaleniem klap wyporowych. Najnowsze konstrukcje mają klapy rozciągające się wzdłuż całej rozpiętości skrzydła, przy czym zewnętrzne ich części pracują jako klapolotki. Zagadnieniom klap ostatnio wiele uwagi poświęcają aerodynamicy w NRF, rozporządzający tunelem aerodynamicznym o małej turbulencji, umożliwiającym prowadzenie prac badawczych nad profilami w zakresie „szybowcowych” prędkości lotu.

Sprawa zmniejszenia prędkości własnej opadania szybowca podczas krążenia wiąże się z charakterystyką oporową profilu. Zagadnienie oporu ma ogromne znaczenie w szybownictwie, decyduje bowiem nie tylko o efektywności krążenia, ale także o maksymalnym wykorzystaniu przeskoku międzykominowego. Ideałem aerodynamicznym jest skonstruowanie profilu, który charakteryzowałby się małymi wartościami oporu zarówno przy dużych kątach natarcia skrzydła (krążenie na małej prędkości), jak też i w czasie przeskoku międzykominowego (duża prędkość lotu przy małych kątach natarcia skrzydła). Stosowanie w szybownictwie profili laminarnych stało się dzisiaj już regułą, natomiast prace badawcze mierząją w kierunku modyfi-

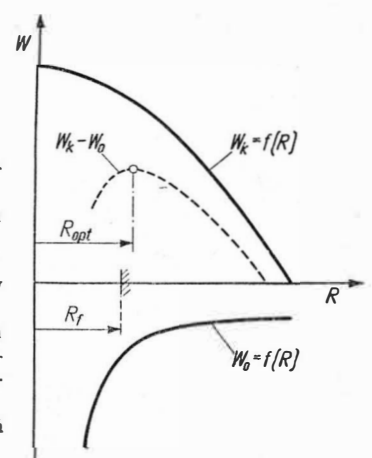
1. Charakterystyka krążenia:

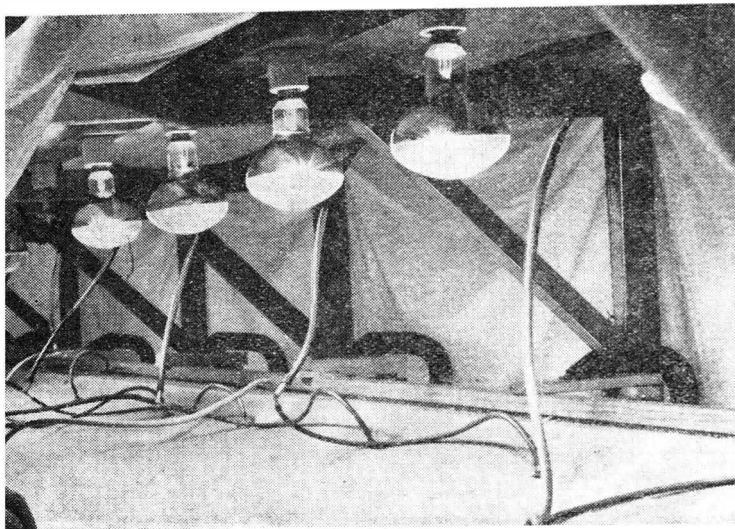
W_k — prędkość wznoszenia powietrza w kominie

W_o — prędkość opadania szybowca w krążeniu w powietrzu nieruchomym

$W_k - W_o$ — wypadkowa prędkość wznoszenia szybowca w kominie termicznym

R_{opt} — optymalny promień krążenia

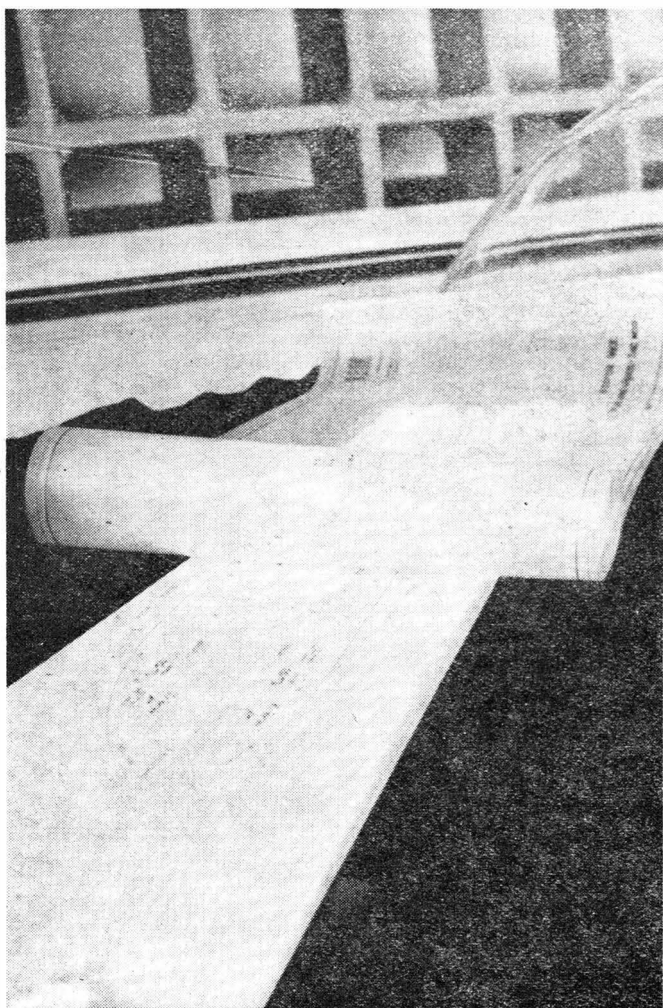




Formowanie pokryć sklejkowych na foremnikach z dociskiem metodą podciśnieniową z dogrzewaniem promiennikami
 Fot. mgr inż. R. Zatwarnicki

kacji istniejących profili. Zmniejszenie oporu, a więc i opadania szybowca podczas przeskoku międzykominowego pozwala na racjonalną gospodarkę zapasem wysokości uzyskanym w kominie termicznym. Ele-

Fotograficzne przenoszenie trasy z rysunku na blachę likwiduje błędy przenoszenia dokładnych kształtów
 Fot. mgr inż. R. Zatwarnicki



mentem stwarzającym opór poza skrzydłem jest także kadłub i usterzenie. O ile możliwości zmniejszenia przekroju poprzecznego kadłuba są ograniczone z uwagi na konieczność pomieszczenia kabiny pilota oraz wewnętrznych elementów napędów sterów i urządzeń nawigacyjnych, o tyle ukształtowanie całej bryły dającej jak najmniejszą powierzchnię omywaną przez powietrze znalazło się dzisiaj w centrum uwagi konstruktorów.

Kadłuby stają się coraz smuklejsze, a uznawany do niedawna za najkorzystniejszy wrzecionowaty kształt zaczyna ustępować powoli miejsca formom przypominającym odwłok wałki, z wyraźnym zmniejszeniem się przekroju poprzecznego tuż za linią przejścia skrzydło-kadłub. Forma taka jest także wynikiem prac badawczych aerodynamików nad najracjonalniejszym kształtem z punktu widzenia charakterystyki oporowej. Powierzchnie usterzeń są również we współczesnych szybowcach znacznie zmniejszone. Wielkość ich limitowana jest niezbędnym minimum dla zapewnienia stateczności i sterowności szybowca w locie; mocno zawężony zapas bezpieczeństwa jest ceną, jaką płaci się za polepszenie osiągnięć w locie.

Od wniosków wypływających z postulatów aerodynamiki trzeba jednak przejść do realiów konstrukcyjnych. Zmniejszanie przekrojów poszczególnych zespołów szybowca jest przecież ograniczone względami wytrzymałościowymi. Np. grubość względna profilu musi umożliwiać umieszczenie wewnątrz dźwigara o niezbędnej wysokości lub zastosowania konstrukcji skorupowej. Podobnie przedstawiają się problemy wytrzymałości kadłuba podlegającego zginaniu od sił na usterzeniu wysokości oraz sił masowych pojawiających się podczas przeciążeń w locie.

Innym zagadnieniem o dużym znaczeniu jest problem dochowania wierności geometrycznej profilu skrzydła i dużej gładkości powierzchni zewnętrznej. Wszelkie odchylenia od teoretycznego kształtu profilu, powstające w wyniku rzeczywistych możliwości technologicznych, powodują wzrost oporu skrzydła i pogorszenie charakterystyki lotnej szybowca. Konstruktor dąży bowiem, aby biegunowa prędkości (rys. 2) była możliwie jak najbardziej płaska.

Dążenie do minimalizacji przekrojów poprzecznych napotyka również inną przeszkodę, jaką jest zjawisko pojawiania się przy zwiększonych prędkościach lotu flatteru. Aby mu zapobiec, należy zapewnić elementom szybowca dostateczną sztywność, która z kolei wiąże się z własnościami sprężystymi materiału, a przede wszystkim z wymiarami elementów. Przy wytrzymałości nowoczesnych tworzyw, a szczególnie laminatów, o gabarytach szybowca zaczyna decydować już nie wytrzymałość, ale sztywność.

Jak widać, postulaty stawiane przez aerodynamikę stoją zazwyczaj w sprzeczności z wymaganiami wytrzymałościowymi i sztywnościowymi. Zadaniem konstruktora jest więc znalezienie „złotego środka”, co jest zadaniem bardzo trudnym.

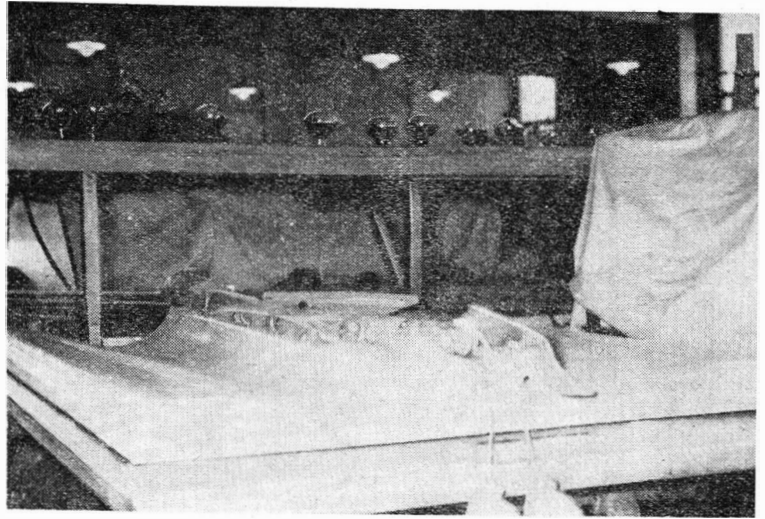
Najwięcej uwagi w trakcie wykonywania projektu konstrukcyjnego poświęca się skrzydłu, będącemu decydującym zespołem szybowca. Względny aerodynamiczny dyktują dzisiaj rozwiązanie w układzie wolnonośnym, stosowanie wydłużeń o wartości 20 oraz obrysu trapezowego lub trapezowo-prostokątnego, zapewniającego optymalny rozkład wyporu wzdłuż rozpiętości. Klasyczny układ konstrukcyjny w postaci nośnego dźwigara oraz grubego pokrycia sklejkowego (w przypadku konstrukcji drewnianej) należy już dzisiaj do przeszłości. Układ taki z racji raczej małej sztywności sklejki nie zapewnia warunku ścisłego dotrzymania geometrii profilu. Stąd wynika zasada stosowania układów półskorupowych i skorupowych. Walka o maksymalnie lekką konstrukcję zmusiła konstruktorów do wciągnięcia pokrycia do współpracy w przenoszeniu naprężeń normalnych wynikających ze zginania skrzydła. W ten sposób powstał typ konstrukcji drewnianej wielopodłużnicowej, względnie nośnej skorupy sklejkowej. Z uwagi na obecność momentów gnących i skręcających skorupa musi charakteryzować się dużą sztywnością zarówno giętą, jak i skrętną. Przy zastosowaniu układu skorupowego dochodzi do głosu zagadnienie stateczności powłok, ulegających po stronie ściskanej skrzydła wyboczeniu. Wystarczająca grubość

powłoki dla przeniesienia naprężenia ściskającego może mieć za małą sztywność, nie zabezpieczającą przed wyboczeniem powłoki. Fakt ten pociąga za sobą konieczność podparcia skorupy przez gęste uźebrowanie. Łączy się to z kolei ze wzrostem ciężaru konstrukcji. Dla przezwyciężenia tej trudności stosuje się dzisiaj najczęściej konstrukcje przekładkowe, z zastosowaniem jako wypełniacza albo spienionych tworzyw sztucznych, albo ulownicy papierowej przesyconej żywicami syntetycznymi. Oczywiście, wypełniaczom takim stawia się również szereg wymagań w zakresie ich własności wytrzymałościowych i sprężystych.

Drewno stosowane jest dzisiaj nadal w konstrukcjach szybowcowych z uwagi na swe zalety. Jest tworzywem względnie tanim, łatwo obrabialnym, daje się dobrze kleić i kształtować. Są to zalety bardzo istotne, gdyż w prymitywnych warunkach aeroklubowych zagadnienie remontów nie nastęrcza większych trudności. Drewno ma jednak szereg wad. Jako produkt naturalny charakteryzuje się dużym rozrzutem własności mechanicznych. Ma dużą higroskopijność i uodpornienie go na wpływy atmosferyczne wymaga dokładnych i szczelnych pokryć lakierowych. Mimo to wilgotność wywołuje duże zmiany wymiarowe drewna, co fatalnie może się odbić na stanie powierzchni zewnętrznej skrzydła.

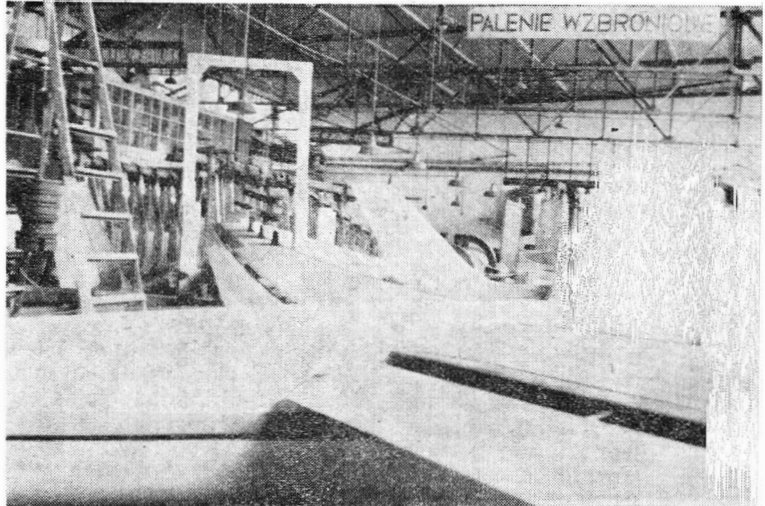
Dlatego też duże nadzieje wiąże się z nowym tworzywem konstrukcyjnym, jakim jest laminat, powstały przez przesykanie żywicami włókien szklanych. Naczelnymi cechami laminatu są: duża wytrzymałość, stabilność wymiarowa i bardzo mała czułość na zmiany wilgotności. Jako produkt sztuczny stwarza konstruktorowi możliwość ingerowania w wewnętrzną strukturę przez optymalny dobór układu przebiegu włókien szklanych w stosunku do przewidywanego charakteru obciążeń. Skorupy laminatowe formuje się przez przesykanie włókien szklanych żywicą płynną, która ulega chemicznemu procesowi utwardzania. Kształtowanie może więc odbywać się w formach negatywowych, gdzie po utwardzeniu uzyskuje się wierne odwzorowanie geometrii profilu, przy wysokiej gładkości powierzchni zewnętrznej. Powłoki laminatowe wykonuje się również w formie przekładek z wypełniaczem ulownicowym lub z drewna balsowego. Do wad laminatu trzeba zaliczyć przede wszystkim małą odporność na podwyższone temperatury. Stąd zachodzi konieczność ochrony powierzchni zewnętrznych przed nagrzaniem promieniami słonecznymi przez stosowanie lakierów wyłącznie w kolorze białym. Laminat cechuje się także małą sztywnością i konstrukcja taka wymaga wnikliwej analizy dla zabezpieczenia przed drganiem. Nie bez znaczenia jest również dużo wyższa cena laminatu w stosunku do drewna.

Skrzydło szybowca musi być zespołem dającym się łatwo demontować z związku z częstą koniecznością transportu kołowego po lądowaniu w terenie przygodnym. Musi więc mieć okucia pozwalające na połączenie z kadłubem, co wywołuje powstawanie sił skupionych. Wiąże się z tym trudne z wytrzymałościowego punktu widzenia zagadnienie wprowadzenia siły skupionej w skorupę. W przypadku konstrukcji drewnianej połączenia metalowych okuc z skorupą dokonuje się za pomocą śrub lub nitów rurowych. Przy bardzo nawet prawidłowych rozwiązaniach konstrukcyjnych dochodzi tutaj zawsze do pewnych koncentracji naprężeń stwarzających krytyczne punkty konstrukcji. Laminat natomiast pozwala na bardziej płynne wprowadzenie siły skupionej, albowiem łatwo uniknąć tutaj połączeń śrubowych lub nitowych przez bezpośrednie wlaminiowywanie okucia w czasie procesu formowania skorupy. Ponadto odpowiedni układ pasm włókna szklanego (tzw. rowingu) pozwala na bardzo płynne wprowadzenie siły w skorupę laminatową. Laminat poza tym stwarza możliwości daleko posuniętej integracji konstrukcji, gdyż wszelkiego rodzaju konsole łączące w przypadku drewna przy użyciu śrub czy nitów tutaj mogą być wlaminiowywane wprost do skorupy. Okucia główne wlaminiowywane w skorupę wymagają jednak przeprowadzenia szeregu prób zmęczeniowych, zachodzi bowiem obawa osłabienia połączenia po pewnej ilości cykli obciążeń powtarzalnych.



Negatywowe foremniky dla wykonania klap i lotek metodą podciśnieniową

Fot. mgr inż. R. Zatwarnicki

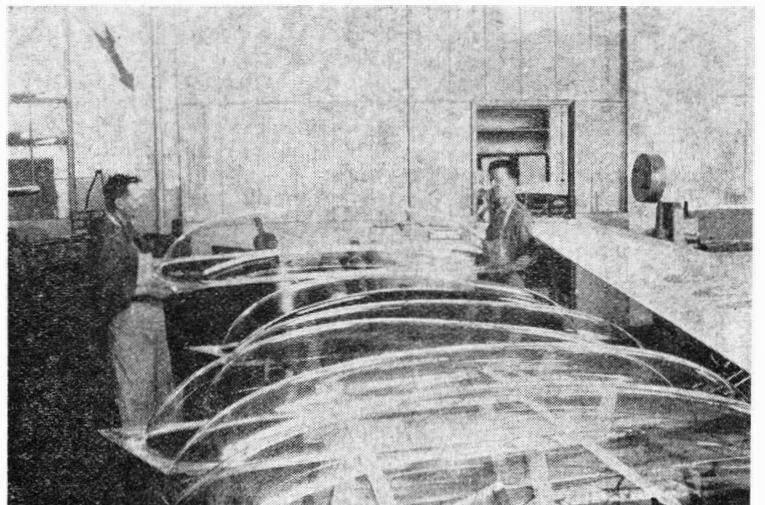


Próba funkcjonowania napędów skrzydła pod obciążeniem statecznym na ziemi

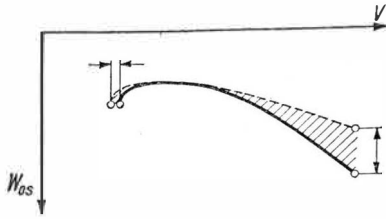
Fot. mgr inż. R. Zatwarnicki

Ośłony kabiny pilota wykonywane metodą bezkontaktową

Fot. mgr inż. R. Zatwarnicki



Podobne problemy jak przy skrzydle pojawiają się także przy konstrukcji usterzeń, z tą jednak różnicą, iż mniejsze powierzchnie nastęrczają mniej komplikacji technologicznych. Ostatnio modny stał się układ usterzeń w postaci litery „T”. Umieszczenie usterzenia wysokości na końcu usterzenia kierunku zabezpiecza szybowiec skutecznie przed ewentualnym uszkodzeniem podczas lądowania w wysokiej trawie czy



2. Biegunowe prędkości szybowca:
 V — prędkość lotu
 W_{os} — prędkość opadania szybowca w locie ślizgowym
 — — — — — biegunowa wyjściowa
 - - - - - biegunowa, do jakiej usiłuje się dojść przez polepszenie własności aerodynamicznych szybowca

zbożu, ma jednak jedną zasadniczą wadę. Skupienie stosunkowo dużej masy na znacznej odległości od osi skrętnej kadłuba poważnie zmniejsza odporność układu na drgania skrętne. Niebezpieczeństwo tegoż aerodynamicznego skrętu jest zgodne z wymogami

mniej sztywne. W tej sytuacji chyba jednak układ klasyczny powróci z powrotem „do łask”. Popularność pozwala na likwidację niekorzystnej, obrotowo szczeliny natomiast uzyskał układ usterzenia „piętowego”, który

na linii podziału między sterem i statecznikiem w układzie klasycznym.

Dużo kłopotów konstrukcyjnych nastęrcza rozwiązanie układu kadłuba szybowca, a w szczególności kabiny pilota. Tutaj bowiem muszą znaleźć pomieszczenie wszystkie elementy niezbędnego do lotu wyposażenia, którego zestaw w miarę wzbogacania się taktyki lotów wyczynowych zwiększa się bardzo szybko. Doprowadziło to do stosowania leżącej pozycji pilota. Jasne jest, że w tej sytuacji komfort lotu musi maleć, ale jest to jednocześnie cena, jaką płaci pilot za polepszenie osiągnięć szybowca. Wszystkie dźwignie muszą znajdować się w zasięgu ręki pilota, co przy ogromnej ciasnocie prowadzi do znacznej komplikacji konstrukcji.

Strukturę wewnętrzną kadłubów stanowi układ półskorupowy złożony z podłżnicz i pokrycia sklejkowego lub układ skorupowy. Kadłuby z tworzyw sztucznych oparte są głównie na układach przekładkowych lub czystej skorupie laminatowej wzmocnionej usztywnieniami z pasm włókien szklanych przesyconych żywicami podczas procesu formowania skorupy.

Wymaganie nadania szybowcowi kształtów jak najbardziej opływowych komplikuje układ napędów sterów i innych ruchomych urządzeń na szybowcu. Małe gabaryty kadłuba i skrzydeł nie pozwalają na zaprojektowanie dużych ramion dźwigni, co powoduje z kolei duże wartości sił na sterownicy i uchwytach napędowych w kabine. Konstruktor musi je jednak zaprojektować tak, aby siły nie przekraczały wartości podjętówanych względami fizjologicznymi. Dlatego też „łańcuchy” napędowe współczesnych szybowców są niejednokrotnie bardzo skomplikowane. Trudną do rozwiązania konstrukcyjnego jest kwestia poprawnego zaprojektowania chowanego w locie podwozia, które musi być dodatkowo wyposażone w skuteczny układ amortyzujący.

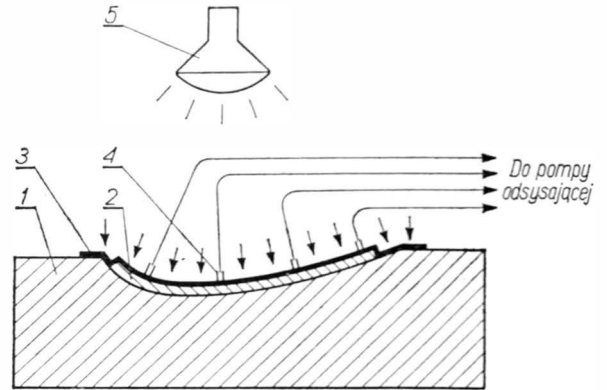
Przed technologią współczesnego szybownictwa stają dwa zasadnicze zadania: stałe wzbogacanie bazy materiałowej oraz ulepszenie i unowocześnianie wykonawstwa warsztatowego.

Osobną i szczególnie eksponowaną grupę materiałów szybowcowych stanowią tworzywa sztuczne. Początkowo używane były głównie jako wypełniacze konstruk-

cji przekładkowych o okładzinach sklejkowych. Do najczęściej używanych należą spieniony polichlorek winylu, pianki poliuretanowe, mocznikowe oraz styropian. Od wszystkich tych wypełniaczy wymaga się dużej stabilności wymiarowej, odporności na zmiany temperatury i wilgotności oraz określonych własności mechanicznych.

Największe jednak zainteresowanie konstruktorów wzbudza dzisiaj laminat. Powstaje on przez przesyca- niających włókna szklane w postaci warstw wzmocnionych żywicami epoksydowymi lub poliestrowymi. Masa przesycająca jest mieszaniną dwuskładnikową (żywica i utwardzacz). Po zmieszaniu obu składników dochodzi do procesu utwardzenia, którego szybkość przebiegu zależy od składu mieszaniny oraz temperatury otoczenia. Własności laminatów są bardzo różnorodne, są bowiem wynikiem składu żywic i rodzaju oraz sposobu układania warstw wzmocnionych przez technologa i

więc być e konstruktora zależnie od potrzeb wynikających z charakteru obciążeń danego zespołu szybowca. Włókno szklane dostarczane jest przez wytwórnictwo w postaci albo pasm (rowingu), albo tkanin o różnorodnych splotach i kierunkach przebiegu włókien, albo w postaci maty o bezkierunkowym układzie odcinków włókna. Takie postaciace materiału wyjściowego pozwalają na dużą dowolność układu struktury.



3. Schemat klejenia skorupy metodą podciśnieniową:
 1 — forma negatywowa
 2 — fragment skorupy pokrycia skrzydła
 3 — folia pokrywająca
 4 — końcówki do łączenia z przewodami pompy odsysającej
 5 — źródło promieni podczerwonych

Bardzo cenną zaletą laminatów jest duża łatwość formowania skomplikowanych, nierozwijałnych powierzchni, ponieważ w stanie wyjściowym żywica ma konsystencję płynną, a włókna dają się układać dowolnie. Trudno jednak dzisiaj przewidzieć czy ome

Metal w konstrukcjach szybowcowych jest jeszcze ciągle mało popularny z uwagi na konieczność stosowania drogiego oprzyrządowania warsztatowego. Jednakże coraz częściej konstruktorzy używają tego two-

sie on tutaj takie zwycięstwo jak w przypadku samolotów. Poważną przeszkodę stanowią trudności związane z remontami, a uszkodzenia szybowców są wielokrotnie częstsze niż samolotów z uwagi na nie zawsze dogodny termin lądowań przygodnych.

bowców pociąga za sobą komplikacje sposobów wykonawstwa warsztatowego. Popularny kiedyś sposób wytwarzania skrzydła polegający na pokrywaniu sklejką szkieletu złożonego z dźwigara i żeberk musiał ulec radykalnemu przeobrażeniu w wyniku wymagań stawianych nowoczesnemu płatowi. Elementem zasadniczym skrzydła stała się dzisiaj skorupa, przy czym największej uwagi poświęca się stanowi powierzchni zewnętrznej. Powstała zatem konieczność wprowadzenia takiej metody technologicznej, która pozwalałaby na możliwie jak najwierniejsze odtworzenie geometrii profilu przy jednoczesnym uniknięciu falistości powłoki lub zmniejszeniu jej do minimum. Warunek ten może być spełniony tylko przez odwzorowywanie skorupy w for-

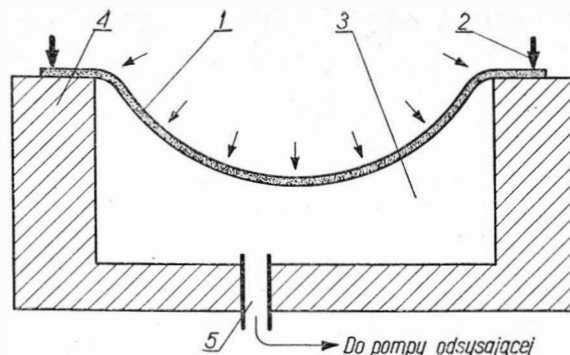
mach negatywowych, gdzie powierzchnia styku skorupy z formą staje się powierzchnią zewnętrzną skrzydła. Metodę tę stosuje się zarówno do skorup sklejkowych, jak i laminatowych. Oczywiście forma taka wykonana ze stabilnego tworzywa w postaci sztywnego bloku musi być bardzo starannie obrobiona z precyzyjnie odwzorowaną powierzchnią zewnętrzną skrzydła. Sklejenie kilku warstw sklejki lub utwardzenie powłoki laminatowej wymaga wywarcia określonego nacisku. Uzyskuje się go przez pokrycie sklejanego elementu lub całej powłoki obrusem z folii polietylenowej, spod której za pomocą systemu zaworów wypompowuje się powietrze stwarzając podciśnienie. Jednocześnie układ lamp podczerwonych zapewnia optymalne warunki termiczne procesu wiązania kleju lub żywicy. W ten sposób wykonuje się górną i dolną skorupę skrzydłową, które wymagają w dalszej kolejności sklejenia razem, co wiąże się również z koniecznością budowy odpowiedniego oprzyrządowania.

W podobny sposób przebiega proces budowy kadłubów laminatowych, przy czym linią podziału, a więc łączenia formowanych oddzielnie półskorup przebiega wzdłuż grzbietu i spodu kadłuba.

Cechą charakterystyczną skorup przekładkowych jest fakt dużej sztywności, co pozwala na eliminację większości żeber, niezbędnych w konstrukcji klasycznej. Pozostają one właściwie tylko tam, gdzie może wystąpić skupienie obciążeń grożące deformacją przekroju poprzecznego. Ta cecha pozwala więc na zastosowanie omówionej wyżej technologii montażu. Ponadto już podczas samego formowania skorupy dokonuje się właminowania wszelkich okuć i węzłów, przez co dochodzi do wysokiej integracji konstrukcji.

Wiele uwagi poświęca się sposobom kształtowania limuzyn ze szkła organicznego, pozwalającym na uzyskanie obrazu oglądanego z kabiny, wolnego od zniekształceń. Efekt ten uzyskuje się w drodze wydmuchiwania szkła organicznego w komorze nadciśnieniowej lub podciśnieniowej, bez kontaktu ze ściankami formy. Zagadnienie to jest o tyle trudne, iż dla uzyskania danego kształtu limuzyny stoją do dyspozycji tylko dwa parametry: kształt obrzeża oraz temperatura nagrzewania arkusza o określonej grubości szkła organicznego. Wytwórnictwo szwajcarskie stosując obciążenia szkła organicznego na balwankach. Przy takiej technologii konieczne jest stosowanie skutecznych tłuszczowych warstw rozdzielczych.

Przed pierwszym lotem szybowiec poddawany jest szeregowym próbom naziemnym, obejmującym badania statyczne, dynamiczne i rezonansowe. Podczas prób statycznych odtwarza się zespół wymiarujących dla poszczególnych zespołów szybowca obciążeń przy powolnym zwiększaniu sił obciążających. Zadaniem tej próby jest określenie zapasu wytrzymałości statycznej struktury. Próby dynamiczne, w których realizowane są skokowo obciążenia zmienne, powtarzające się wg ustalonego programu w ilości cykli przewidywanej w okresie eksploatacji szybowca, mają dać odpowiedź na odporność konstrukcji w stosunku do zjawisk zmęczenia materiału. Poddawanie szybowca obciążeniom powtarzalnym jest szczególnie istotne w przypadku



4. Formowanie szkła organicznego limuzyny:
- 1 — formowane szkło organiczne
 - 2 — zaciski brzegowe mocujące i uszczelniające
 - 3 — komora próżniowa
 - 4 — ściany komory
 - 5 — końcówka na przewód do pompy odsysującej

szybowców laminatowych, gdzie teoretyczny wpływ zmęczenia tworzywa jest bardzo trudny do określenia, przy jednocześnie nowych rozwiązaniach sposobów łączenia okuć metalowych z laminatem. Próby rezonansowe przeprowadzane są w celu dostarczenia materiału informacyjnego niezbędnego dla przeprowadzenia obliczeń określających podatność konstrukcji na drgania. Dla uzyskania kompletu informacji o prawidłowości struktury szybowca przeprowadza się także próby sztywnościowe dla głównych zespołów konstrukcyjnych oraz układów napędowych sterów, klap, hamulców.

Próby naziemne pozwalają również na zdobycie danych służących do sporządzenia instrukcji użytkownika szybowców, które dla szybowca współczesnego stają się wciąż obszerniejsze, z uwagi na coraz większe wymagania stawiane sprzętowi i rosnący stopień komplikacji konstrukcji.

Próby w locie przeprowadzane na prototypie szybowca zawodniczego mają za zadanie nie tylko potwierdzenie założeń przyjętych przez konstruktora, ale również wykazanie pełnej zdatności technicznej w ramach przepisów. Ponieważ najistotniejszymi dla szybowców zawodniczych są własności lotno-taktyczne, im się poświęca największą ilość lotów pomiarowych.

Wyposażenie pomiarowe składa się z szeregu złożonych zespołów aparatury elektrycznej samopiszącej, dającej wraz z wynikami obserwacji pilota-oblatywacza komplect informacji. Stanowią one podstawę do analizy, w wyniku której powstaje dopiero obraz pełnej charakterystyki szybowca.

Każde z przytoczonych w niniejszym artykule zagadnień mogłoby stanowić oddzielny temat ciekawych rozważań i wniosków, natomiast próba ujęcia całościowego pozwala jedynie na powierzchowne zasygnalizowanie tematyki publikowanej szczegółowo w różnorodnych czasopiśmie i wydawnictwach związanych z techniką szybowcową lub ogólnolotniczą.

KRONIKA

● Pierwszy styczniowy numer „Skrzydlatej Polski” został opracowany wspólnie z magazynem „Lot-Nowiny” z okazji 40-lecia PLL „LOT”. Ten unikalny i ciekawy numer dedykowano założdce naszych Linii Lotniczych. Na czołowych miejscach zamieszczono w numerze wywiad z min. P. Lewińskim oraz artykuł dyrektora J. Zwierzyńskiego. W dalszym ciągu współpracujące redakcje przedstawiły sylwetki obecnych „ludzi Lotu” oraz — w przekroju historycznym — profile sprzętu PLL. „Skrzydłata” i „Nowiny” kończą swój zeszyt interesującymi wspomnieniami pilotów-milionerów powietrznych.

● Redakcja „Skrzydlatej Polski” — po raz piątą — wytypowała laureatów „Honorowego Wyróżnienia Roku”.

„Błękitne Skrzydła” za 1968 r. otrzymali m. in.:

— inżynier konstruktor z SZD Wł. Okarmus,

— sportowcy lotniczy: E. Ligocki (skoczek) i P. Majewska (pilotka),

— pracownicy PLL „LOT”: M. Dauksza, W. Sułcki i W. Wiszniewski (kapitanowie), J. Przybyłowska (kierownik biura), Z. Rutkowski (inżynier),

— dziennikarze: T. Cegielski (Zielona Góra), W. Pawłowicz (Wrocław), Z. Strzępek, K. Turowski, M. Walczak (z Łodzi). Wyróżnienia zespołowe przyznano:

— Polskim Liniom Lotniczym „LOT” — za wprowadzenie do eksploatacji samolotów odrzutowych oraz 40-lecie działalności,

— 1 Pułkowi lotnictwa myśliwskiego OPK „Warszawa” w Mińsku Mazowieckim — za wybitne osiągnięcia w wyszkoleniu bojowym i politycznym w 25-leciu,

— Zespołowi konstruktorów Wytwórni Sprzętu Komunikacyjnego Warszawa-Okęcie — za opracowanie i wprowadzenie do produkcji seryjnej samolotu „Wilga”,

— Wytwórni Sprzętu Komunikacyjnego w Mielcu — za całokształt osiągnięć w produkcji polskiego sprzętu lotniczego w 30-leciu,

— Klubowi Seniorów Lotnictwa przy Aeroklubie Poznańskim w Poznaniu za aktywność w zbieraniu materiałów z dziejów lotnictwa polskiego.

Rury i tunele uderzeniowe

Rury i tunele uderzeniowe umożliwiają badania zjawisk zachodzących przy dużych prędkościach przepływu, wysokich ciśnieniach i temperaturach. Dzięki odpowiedniemu doborowi parametrów można w tych urządzeniach wytwarzać krótkotrwałe przepływy hipersoniczne. Umożliwia to przeprowadzanie badań procesów zachodzących podczas lotów stratosferycznych, wejścia w atmosferę statku powracającego z kosmosu czy też poznanie podstawowych zjawisk z zakresu fizyki i chemii. Artykuł niniejszy poświęcony jest omówieniu zasad działania i budowy rur i tuneli uderzeniowych oraz zakresu prac prowadzonych na tych urządzeniach.

Rura uderzeniowa jest urządzeniem służącym do wytwarzania krótkotrwałych przepływów hipersonicznych. W prostej formie jest ona rurą o stałym przekroju, w której membrana rozdziela dwa obszary o różnych ciśnieniach. Szybkie usunięcie membrany wytwarza krótkotrwały przepływ. Początkowo, po usunięciu membrany, fala uderzeniowa porusza się w kierunku obszaru o niskim ciśnieniu, podczas gdy fale rozrzedzeniowe poruszają się w kierunku obszaru wysokiego ciśnienia. Za falą uderzeniową znajduje się obszar ustalonego przepływu, który z drugiej strony ograniczony jest powierzchnią rozdziału.

Na powierzchni rozdziału prędkość i ciśnienie gazu pozostają stałe, zmienia się natomiast gęstość i temperatura. Schemat prostej rury uderzeniowej z układem fal i rozkładem parametrów gazu po czasie t od chwili usunięcia membrany jest pokazany na rys. 1. Połączenie rury uderzeniowej ze zbiornikiem próżniowym zwiększa zakres prędkości przepływów oraz czasy ich trwania. Urządzenie takie, składające się z rury uderzeniowej, dyszy i zbiornika próżniowego, nosi nazwę tunelu uderzeniowego.

Teoria rur i tuneli uderzeniowych

Na rysunku 1 jest przedstawiony schematycznie hipersoniczny tunel uderzeniowy. Sekcja napędzająca (wysokiego ciśnienia) rury uderzeniowej rozdzielona jest membraną od sekcji napędzanej (niskiego ciśnienia). Na końcu sekcji napędzanej zamocowana jest dysza połączona ze zbiornikiem próżniowym. Po otwarciu membrany fale ciśnieniowe, które gwałtownie przechodzą w fale uderzeniowe, poruszają się w kierunku obszaru niskiego ciśnienia, sprężają powietrze lub inny badany gaz znajdujący się w sekcji napędzanej. Równocześnie fale rozrzedzeniowe rozchodzą się w kierunku sekcji napędzającej. Powierzchnia rozdziału oddziela gaz napędzający od gazu napędzanego. Jak już wspomniano na tej powierzchni rozdziału prędkość i ciśnienie są stałe, lecz temperatura i gęstość ulegają zmianie. Pomiędzy falą uderzeniową a powierzchnią rozdziału znajduje się obszar ustalonego przepływu, który zostaje wykorzystany do badań.

Prędkość gazu w tym obszarze zależy głównie od stosunku ciśnień i temperatur w obu sekcjach rury uderzeniowej oraz od rodzaju uży-

wanych gazów. W przypadku stosowania tych samych gazów w obu sekcjach, przy równych temperaturach początkowych, prędkość fali uderzeniowej zależy od początkowego stosunku ciśnień. W przypadku użycia dwóch różnych gazów prędkość fali uderzeniowej zależy również od stosunku prędkości dźwięku w tych gazach. Dla płaskiego jednowymiarowego przepływu gazu idealnego można wprowadzić zależność wiążącą parametry początkowe z parametrami ustalonego przepływu. Tak więc można otrzymać zależność stosunku ciśnień i liczby Macha za falą w funkcji liczby Macha w fali padającej i początkowych parametrów gazu:

$$\frac{P_4}{P_1} = \frac{2 k_1 Ma_1^2 - (k_1 - 1)}{k_1 + 1} \left[1 - \frac{k_4 - 1}{k_1 + 1} \cdot \frac{a_1}{a_4} \left(Ma_1 - \frac{1}{Ma_1} \right) \right]^{-\frac{2k_1}{k_1 - 1}}$$

$$\text{i } Ma_2 = \frac{2 (Ma_1^2 - 1)}{\{ [2 k_1 Ma_1^2 - (k_1 - 1)] [(k_1 - 1) Ma_1^2 + 2] \}^2}$$

Podobne zależności można wyprowadzić na określenie pozostałych parametrów gazu za falą uderzeniową. Tak więc ciśnienie i temperatura za falą będą określone następującymi zależnościami:

$$P_2 = P_1 \frac{2 k_1}{k_4 + 1} \left(Ma_1^2 - \frac{k_4 - 1}{2 k_4} \right)$$

$$T_2 = T_1 \frac{[2 k_1 Ma_1^2 - (k_1 - 1)] [(k_1 - 1) Ma_1^2 + 2]}{(k_1 + 1)^2 Ma_1^2}$$

Równania te można stosować do obliczania parametrów w prostych rurach uderzeniowych (o stałym przekroju), przy założeniu, że membrana otwiera się nieskończenie szybko i że nie powoduje zakłóceń przepływu.

Teoretyczne zależności między liczbą Macha padającej fali uderzeniowej (stosunkiem prędkości fali do prędkości dźwięku przed falą) a początkowym stosunkiem ciśnień dla dwóch różnych gazów i różnych stosunków prędkości dźwięku pokazano na rys. 3.

Czas istnienia ustalonego przepływu w przestrzeni pomiarowej określa efektywny czas pracy rury. Najdłuż-

szy teoretycznie czas trwania ustalonego przepływu występuje na tej długości, na której czoło odbitej fali rozrzedzeniowej dopędzi powierzchnię rozdziału. Schemat układu fal służący do obliczenia optymalnego położenia przestrzeni pomiarowej (kiedy czas trwania ustalonego przepływu będzie najdłuższy) jest pokazany na rys. 4. W istniejących rurach uderzeniowych czasy te wahają się od 100 do 500 μ sek.

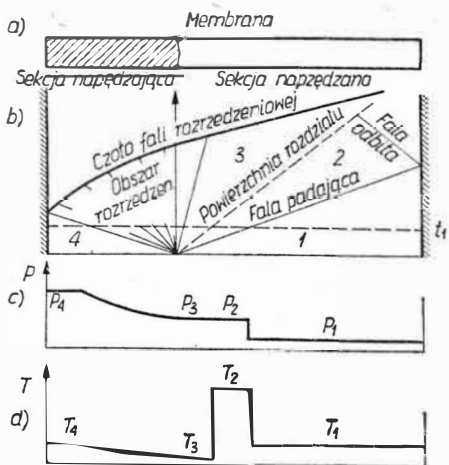
Budowa rur i tuneli uderzeniowych

Do wytwarzania fal uderzeniowych służy sekcja napędzająca. Ciśnienie ładowania sekcji napędzającej zale-

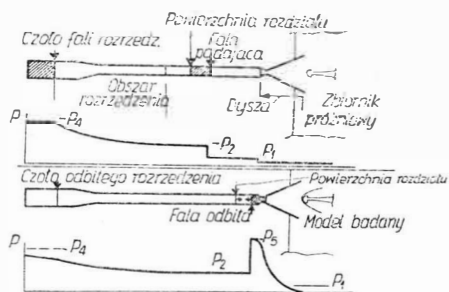
ży od wymaganej liczby Macha fali uderzeniowej. Dla małych liczb Macha sekcja napędzająca ładowana jest czynnikiem roboczym doprowadzonym z butli lub sprężarki. W celu uzyskania większych prędkości sprężony w sekcji napędzającej czynnik podgrzewa się do wysokiej temperatury (podwyższenie tempe-

ratury zwiększa prędkość dźwięku w gazie). Najprostszą metodą ogrzewania jest bezpośrednie elektryczne podgrzewanie gazu w sekcji napędzającej. Uzyskanie wysokich temperatur jest tutaj ograniczone przez względy wytrzymałościowe sekcji napędzającej.

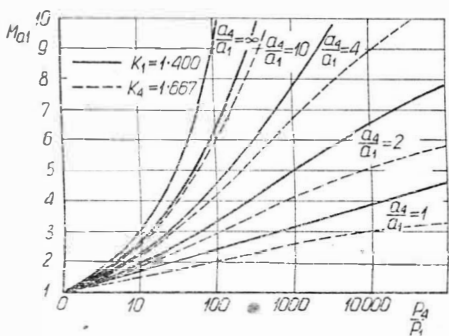
Dużo częściej do grzania gazu napędzającego używana jest metoda spalania w sekcji napędzającej gazowych mieszanek palnych lub podgrzewanie w łuku elektrycznym. Do spalania używane są najczęściej mieszanki tlenowo-wodorowe z dodatkami helu jako gazu zapobiegającego powstawaniu detonacji. Taka mieszanka palna ma bardzo duże



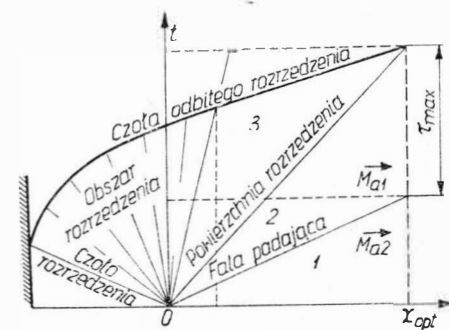
1. a) schemat konwencjonalnej rury uderzeniowej
 b) rozkład fal uderzeniowych w rurze w funkcji czasu
 c) rozkład ciśnienia po chwili t
 d) rozkład temperatury po chwili t



2. Wyidealizowany obraz zjawisk zachodzących w tunelu uderzeniowym



3. Zależność liczby Macha fali padającej od stosunku ciśnień dla dwóch różnych typów gazów i dla różnych stosunków prędkości dźwięku



4. Schemat układu fal pozwalający określić optymalną długość rury uderzeniowej, przy której uzyskuje się najdłuższy czas trwania ustalonego przepływu gazu badanego

ciepło spalania oraz daje małą masę cząsteczkową spalin. Otrzymuje się więc dużą prędkość dźwięku w spalinach.

Jeszcze większe prędkości są uzyskiwane przy użyciu podwójnej sekcji napędzającej z dwoma membranami. Przy zastosowaniu spalania w sekcji z dwiema membranami możliwe jest uzyskanie fal uderzeniowych o liczbie Macha dochodzącej do 60 [2].

Do rozdzielania wysokociśnieniowej sekcji napędzającej od niskociśnieniowej sekcji napędzanej stosowane są powszechnie różnego rodzaju membrany. Rodzaj membran zależy głównie od różnicy ciśnień oraz przekroju poprzecznego rury. Do niskich ciśnień używa się membran celofanowych i polietylenowych, do średniego zakresu — miedzianych i aluminiowych, a do wysokich — membran z blach stalowych. W celu ułatwienia procesu otwierania w membranach metalowych nacinane są rowki osłabiające; używa się również różnego typu przebijaków rozpoczynających proces otwierania. Na rysunku 5 pokazana jest taka membrana przed i po otwarciu. W wielu rurach uderzeniowych sekcja napędzająca stanowi równocześnie przestrzeń pomiarową. Montowane w niej są gniazda czujników oraz okna do obserwowania przebiegu badanych procesów. Ma to zazwyczaj miejsce w przypadku badania podstawowych zagadnień fizykochemicznych.

W tunelach uderzeniowych koniec sekcji napędzanej połączony jest przez dyszę i część pomiarową ze zbiornikiem próżniowym. W tym przypadku do końca sekcji napędzanej dołączona jest dysza stożkowa o kącie rozwarcia około 30°. Na końcu dyszy, gdzie znajduje się przestrzeń pomiarowa i gdzie zamocowane są badane modele, umieszczone są dwa okna obserwacyjne wykonane ze szkła optycznego o wysokiej jakości, przez które możliwe jest fotograficzne rejestrowanie przebiegającego procesu. Całość połączona jest ze zbiornikiem próżniowym. W przypadku gdy przekrój sekcji napędzanej jest prostokątny, dysze mają kształt płaski. Urządzenia takie przeznaczone są do badania przepływów jednowymiarowych. Na rysunku 6 pokazano dwie typowe sekcje pomiarowe. Ogólny widok hipersonicznego tunelu uderzeniowego z dyszą i zbiornikiem próżniowym jest pokazany na rys. 7.

Badania przeprowadzane w rurach i tunelach uderzeniowych

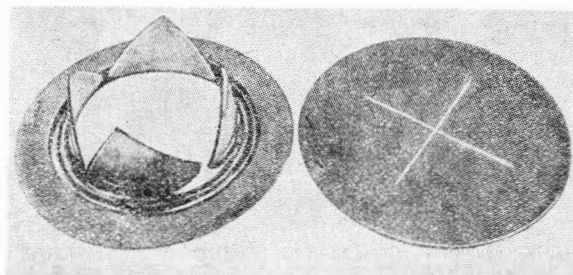
Wytworzone w rurze uderzeniowej fale ciśnieniowe mogą być ściśle kontrolowane, co pozwala określić bardzo dokładnie temperaturę i ciśnienie za czołem fali. Można również dowolnie dobrać wartości tych parametrów przez odpowiedni dobór warunków wstępnych. Poza tym w rurze uderzeniowej możliwe są do osiągnięcia b. wysokie temperatury nieosiągalne metodami konwencjonalnymi. Te możliwości rur i tuneli uderzeniowych pozwalają na przeprowadzanie na tych urządzeniach szeregu badań podstawowych w wielu dziedzinach nauki.

W rurach i tunelach uderzeniowych przeprowadza się prace z dziedziny aerodynamiki i termodynamiki przepływów hipersonicznych. Rury i tunele uderzeniowe umożliwiły doświadczalne sprawdzenie przepływów istniejących wokół głowic rakiet balistycznych w czasie lotu w atmosferze, czy statku kosmicznego powracającego na Ziemię. Do prowadzenia tych badań budowane są rury uderzeniowe połączone z wyrzutnikami modeli, w których względne prędkości gazu względem modelu mogą dochodzić do 15 km/sek, co pozwala symulować wejście w atmosferę Ziemi lub planet z drugą prędkością kosmiczną.

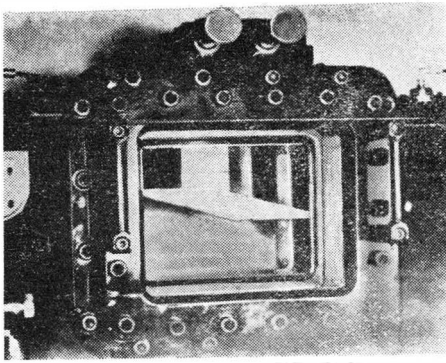
*

Rura uderzeniowa jest również bardzo cennym urządzeniem do badania procesów chemicznych w wysokich temperaturach, ponieważ badany czynnik zostaje prawie natychmiast podgrzany do wysokiej temperatury, utrzymuje się temperaturę przez kilkadziesiąt mikrosekund i następnie jest gwałtownie ochłodzony. Sprężanie w fali uderzeniowej ma tę przewagę nad konwencjonalną metodą sprężania gazu tłokiem, że efekty przewodzenia i promieniowania ścianek, dyfuzja, katalityczne efekty ścianek itp. są przy takim sprężaniu wyeliminowane.

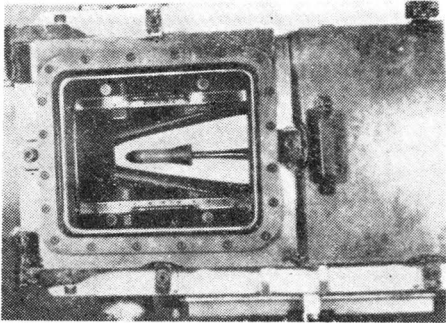
W rurze uderzeniowej można uzyskać gwałtowne podwyższenie ciśnienia i temperatury reagującej próbki gazu do dobrze znanej wartości, utrzymanie tego stanu przez czas rzędu mikrosekund i następnie szybkie jej ochłodzenie, tak że otrzymuje się „zamrożoną” próbkę reagującego gazu o składzie takim, jaki miała w najwyższej temperaturze. Pozwala to na badanie ki-



5. Membrana przed i po otwarciu

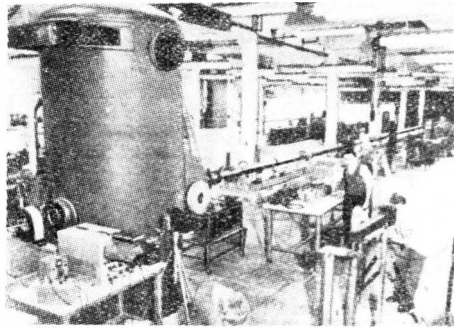


6. Sekcje pomiarowe:
a) rury uderzeniowej
b) tunelu uderzeniowego

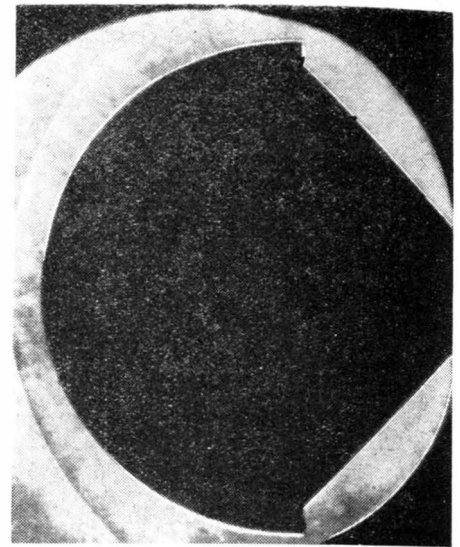


zapłonu czy eksplozyjności różnych mieszanek palnych. Uzyskiwanie wysokich temperatur umożliwia prowadzenie badań procesów jonizacji, przewodzenia elektrycznego, efektów kondensacji, pomiarów prędkości dźwięku i innych fizyko-chemicznych efektów występujących w gazach w ekstremalnie wysokich temperaturach.

Ze względu na swe zalety rury i tunele uderzeniowe stały się wszechstronnym narzędziem do badania przepływów o bardzo dużych liczbach



7. Ogólny widok tunelu uderzeniowego z dyszą stożkową i ze zbiornikiem próżniowym



8. Zdjęcie cieniowe hipersonicznego opływu badanego modelu

netyki reakcji chemicznej przebiegającej w wysokiej temperaturze przez badanie składu chemicznego „zamrożonych” produktów.

Metoda ta pozwala również badać procesy utleniania, pyrolizy czy dysocjacji w dużym zakresie temperatur, a w szczególności przy bardzo wysokich temperaturach nieosiągalnych metodami konwencjonalnymi. Możliwość łatwego uzyskania bardzo dokładnie określonych wysokich temperatur w szerokim zakresie pozwala na przeprowadzenie w rurach uderzeniowych badań temperatury

bach Macha oraz zjawisk fizycznych i chemicznych w gazach o wysokich temperaturach.

Ponieważ czas trwania ustalonego przepływu jest bardzo krótki i nie przekracza zazwyczaj kilkuset mikrosekund, do badań tych musi być używana najnowsza aparatura rejestrująca o bardzo wielkiej częstotliwości działania i dużej zdolności rozdzielczej. Używane tu są urządzenia elektroniczne, fotoelektryczne czy filmowe, pozwalające rejestrować procesy o częstotliwości rzędu MHz.

Rury i tunele uderzeniowe stają się niezbędnymi narzędziami badawczymi w każdym laboratorium zajmującym się badaniami w zakresie aerodynamiki dużych prędkości oraz badaniami zjawisk fizyko-chemicznych zachodzących w gazach.

Literatura

1. Gaydon A. i Hurler I.: „The shock tube in high-temperature chemical physics”, Chapman and Hall LTD., London 1963.
2. Ferri A.: „Fundamental data obtained from shock-tube experiments”, Pergamon Press, 1961.
3. Boyer A.: „Design, instrumentation and performance of the UTIAS 4-in 7-in. Hypersonic shock tube”, UTIAS Report No 99, May 1965.
4. Riddell F.: „Hypersonic flow research”, Academic Press, New York, London, 1962.
5. Walenta Z. A. i Rudowska T. T.: „Rura uderzeniowa. Pomiary i wnioski”, Rozprawy Inżynierskie 3. 12. 1964.

KRONIKA

■ Założenia rozbudowy lotniska w Bejrucie przewidują zbudowanie drugiej drogi startowej o długości 3700 m (zdolnej do przyjmowania samolotów nadźwiękowych), trzeciej drogi startowej wybiegającej w morze oraz rozbudowę budynków portowych i wyposażenie ich w najnowocześniejsze urządzenia. Koszt tej modernizacji wyniesie ma ok. 49 mln dolarów, a termin realizacji wyniesie trzy lata.

■ Opracowany został projekt budowy nowego portu lotniczego w Tokio, który będzie najnowocześniejszym lotniskiem międzynarodowym w Japonii. Nowy port lotniczy, który zastąpić ma z czasem obecnie użytkowany Haneda, leżeć będzie około 50 km od miasta. Port dostępny będzie dla największych samolotów ponadźwiękowych, a także odrzutowców typu „Jumbo”. Nowe lotnisko będzie w stanie obsługiwać 5,5 mln pasażerów rocznie, czyli 15 tys. osób dziennie. Perony postojowe przewidziane są dla 80 samolotów. Prace przy budowie portu rozpoczynają się w bieżącym roku. Koszt budowy lotniczego dworca towarowego szacowany jest na ok. 100 mln funtów szterlingów. W końcowej fazie budowy port osiągnie zdolność przepustową 16 mln pasażerów.

■ 12 września zmarł w Montrealu — i został pochowany na miejscowym cmentarzu

wojskowym — Mieczysław Pronaszko. Ppik Pronaszko służył przed wojną w I pułku lotniczym w Warszawie; w czasie wojny doszedł do stanowiska dowódcy dywizjonu bombowego w W. Brytanii. Po wojnie osiadł w Kanadzie, gdzie był działaczem Stowarzyszenia Lotników Polskich.

● 78-letni płk rezerwy Jan Kiezuń jest honorowym prezesem Klubu Seniorów Lotnictwa przy Aeroklubie Bydgoskim. Był on przed wojną komendantem pierwszej szkoły pilotów w Bydgoszczy i dowódcą 4 pułku lotniczego, zaś podczas wojny — szefem lotnictwa Armii „Warszawa” u gen. Rumla.

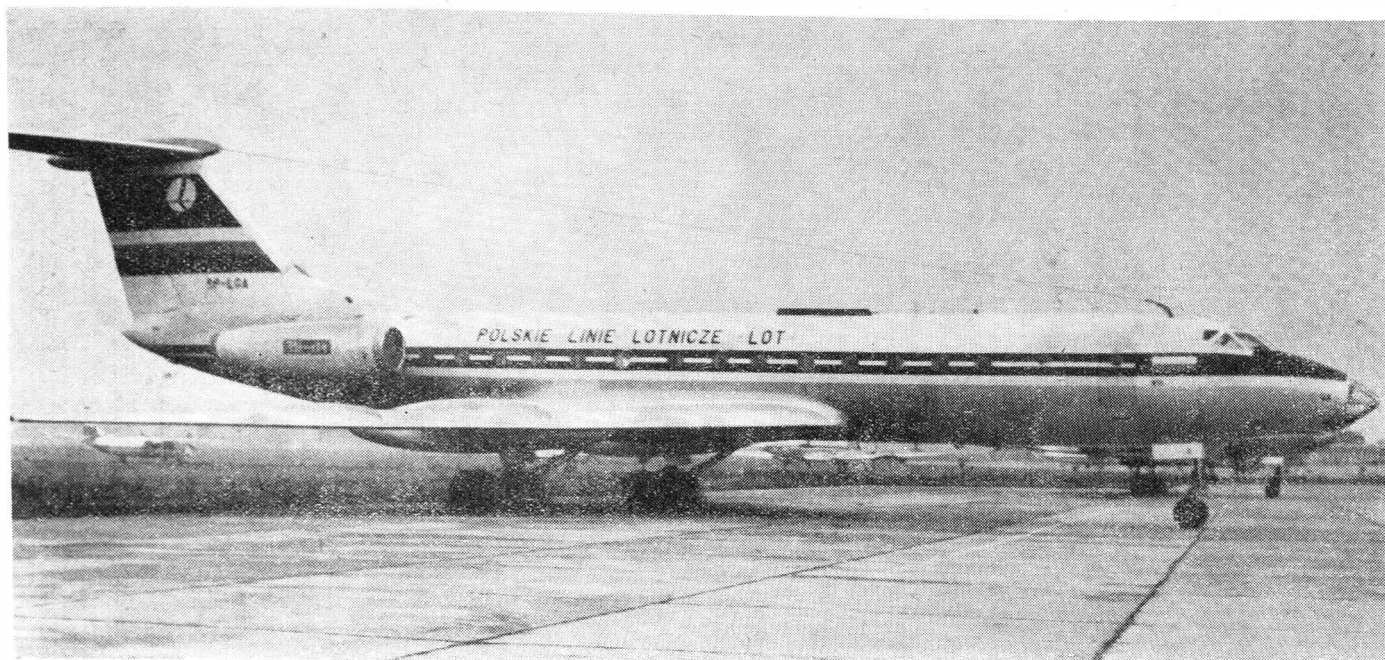
● Ukonstytuował się nowy Zarząd Aeroklubu Warszawskiego. Prezesem jest płk T. Zieliński, wiceprezesami zostali B. Sierociński i dr inż. B. Jancelewicz (adiunkt Katedry Budowy Samolotów PW), zaś obowiązki sekretarza pełni inż. F. Borodziak — przewodniczący Koła SIMP przy WSK Okęcie i członek Zarządu Sekcji Lotniczej SIMP.

● W okresie 4—13 maja br. odbędą się przeloty i imprezy VII Rajdu Samolotowego Dziennikarzy i Pilotów pod hasłem 50-lecia lotnictwa sportowego w Polsce. Trasa rajdu przebiegać będzie z Białogostoku, przez Elbląg, Inowrocław i Poznań do Wrocławia.

● Jeśli przyjmie się za miernik przyspieszenia tempa budowy Centralnego Portu Lotniczego w Warszawie — wzrost kosztu miesiecznego przerobu, to można stwierdzić, że w ostatnim roku tempo to trzykrotnie wzrosło. Przerób miesięczny kształtował się w wysokości 3 mln zł. Tempo to ocenia się jednak jako zbyt słabe, aby Centralny Port Lotniczy mógł być przekazany do użytku na Dzień Transportowca i Drogowca, 26 kwietnia br. Do wykończenia pozostała bardzo pracochłonna część budynku dworca, mianowicie hala pasażerska.

● Przesadne są informacje, że długotrwała budowa Centralnego Portu Lotniczego w Warszawie spowodowała, iż jest on już zbyt szczypty dla potrzeb ruchu międzynarodowego. Trudności tego rodzaju mogą wystąpić dopiero za 7 do 10 lat, przy czym należy pamiętać, że nakładem stosunkowo niewielkich kosztów możliwa jest rozbudowa tak samego budynku, jak i płyty postojowej dla samolotów.

● Oto warunki PLL „Lot” dla kandydatów na kurs stewardes: szczupła sylwetka, wzrost powyżej 160 cm, wiek 21—27 lat, wykształcenie — co najmniej średnie, znajomość dwóch języków obcych, stałe zameldowanie w Warszawie. Na kurs przyjmowani są również mężczyźni.



Samolot TU-134

Fot. M. Kobrzyński

Mgr inż. WŁODZIMIERZ WILANOWSKI

629.138.5

W artykule przedstawiono dane techniczne samolotu TU-134 i przeprowadzono — za pomocą tablic i wykresów — porównanie jego pod względem wymiarów, ciężarów, prędkości przelotowej, obciążenia ciągu, zdolności przewozowej, prędkości i czasów blokowych, długości startu z lądowania oraz zasięgu z innymi samolotami tej samej klasy.

CHARAKTERYSTYKI EKSPLOATACYJNE SAMOLOTU TU-134 W PORÓWNANIU Z INNYMI SAMOLOTAMI TEJ KLASY

Polskie Linie Lotnicze „LOT” w listopadzie 1968 roku wprowadziły do eksploatacji samolot odrzutowy TU-134 konstrukcji znanego radzieckiego konstruktora, Tupolewa.

Konstrukcja samolotu TU-134 jest dalszym rozwinięciem samolotu TU-124, od którego zewnętrznie różni się przede wszystkim umieszczeniem silników w tylnej części kadłuba.

Samolot TU-134 wykazuje duże podobieństwo pod względem ogólnego układu, jak również wielu parametrów technicznych do angielskiego samolotu BAC 1-11.

Dane samolotu TU-134

Napęd dwoma silnikami D-30 o ciągu	6 800	kG
Maksymalny ciężar startowy	44 700	kG
Maksymalny ciężar do lądowania	40 000	kG
Maksymalny ciężar handlowy	7 700	kG
Ciężar samolotu wyposażonego	27 500	kG
Zapasy paliwa	13 200	kG

Objętość przedniego bagażnika	3,5	m ³
Objętość tylnego bagażnika	8,5	m ³
Liczba miejsc pasażerskich zależnie od układu kabiny	64—72	
Liczba członków załogi	3—4	
Liczba stewardes	2—3	
Prędkość przelotowa	850—875	km/godz.
Maksymalny zasięg	około 4 000	km
Koszt samolotu wg danych katalogowych	około 2,2	mln dol.
Koszt 1 silnika wg danych katalogowych	około 194 000	dol.
Okres pracy silnika do pierwszego remontu	2 500	godz.
Trwałość całkowita silnika	7 500	godz.
Trwałość samolotu	około 20 000	godz.
Okres międzynaprawczy samolotu (do pierwszego remontu)	5 000	godz.

Poniżej przedstawiono porównanie (w postaci tablic i wykresów) charakterystyk eksploatacyjnych samolotów TU-134 z charakterystykami innych samolotów tej samej klasy.

Tablica 1

Lp.	Samolot	Wymiary gabarytowe					
		pierwszy start [lata]	początek eksploatacji [lata]	rozpiętość [m]	długość [m]	wysokość [m]	pow. nośna [m ²]
1	Fokker F. 28 „Fellowship”	1967	1969	23,7	27,4	8,50	76,5
2	Tupolew TU-124	1959	1962	25,55	30,57	8,08	105,5
3	BAC 1-11 series 300	1963	1965	26,98	28,50	7,47	91,4
4	Tupolew TU-134	1963	1967	29,0	35,0	9,02	115,0
5	Boeing 737-200	1967	1968	28,3	30,5	11,2	88,5
6	Douglas DC-9-32	1965	1965	28,5	36,3	8,36	93,0
7	Sud Aviation „Super Caravelle”	1955	1959	34,3	33,0	8,70	146,5
8	Hawker Siddeley „Trident”	1962	1964	28,9	35,0	8,23	134,5
9	Boeing 727-200	1963	1964	32,9	46,6	10,35	153,0

Tablica 2

Lp.	Samolot	Kabina pasażerska				Fotele		
		długość [m]	szerokość [m]	wysokość [m]	wymiary drzwi [cm]	liczba [szt.]	podział [cale]	liczba w rzędzie [szt.]
1	Fokker F. 28 „Fellowship”	13,1	2,86	2,08	193 × 86	65	31	5
2	Tupolew TU-124	16,2	2,58	1,98	130 × 70	68	31	4
3	BAC 1-11 series 300	16,6	2,89	1,98	177 × 81	74	32	5
4	Tupolew TU-134	16,4	2,58	1,98	159 × 70	72	29	4
5	Boeing 737-200	20,8	3,55	2,19	183 × 81	113	34	6
6	Douglas DC-9-32	20,7	2,88	2,06	183 × 86	105	34	5
7	Sud Aviation „Super Caravelle”	23,4	2,71	2,01	177 × 91	109	30	5
8	Hawker Siddeley „Trident”	20,4	3,31	2,02	185 × 71	109	34	6
9	Boeing 727-200	28,3	3,55	2,19	183 × 81	170	34	6

Tablica 3

Lp.	Samolot	Zaloga [liczba osób]	Ciężar				Prędkość	
			startowy [kG]	do lądowania [kG]	bez paliwa [kG]	$\frac{Q_{handl.}}{Q_{start.}}$ [%]	prze-lotowa [km/h]	przelot [km/h]
1	Fokker F. 28 „Fellowship”	2	24 500	23 350	20 000	25,0	790	815
2	Tupolew TU-124	3(4)	36 000	30 000	22 700	14,3	805	850
3	BAC 1-11 series 300	2(3)	39 500	35 400	32 100	25,8	865	900
4	Tupolew TU-134	3	44 700	40 000	35 200	17,3	850	890
5	Boeing 737-200	2	44 000	43 000	37 000	23,3	900	935
6	Douglas DC-9-32	2(3)	49 000	42 700	39 400	22,1	905	925
7	Sud Aviation „Super Caravelle”	2	52 000	49 400	39 500	17,7	760	815
8	Hawker Siddeley „Trident”	3(4)	60 800	49 000	43 300	18,4	935	950
9	Boeing 727-200	3(4)	76 500	64 500	59 800	24,8	905	960

Tablica 4

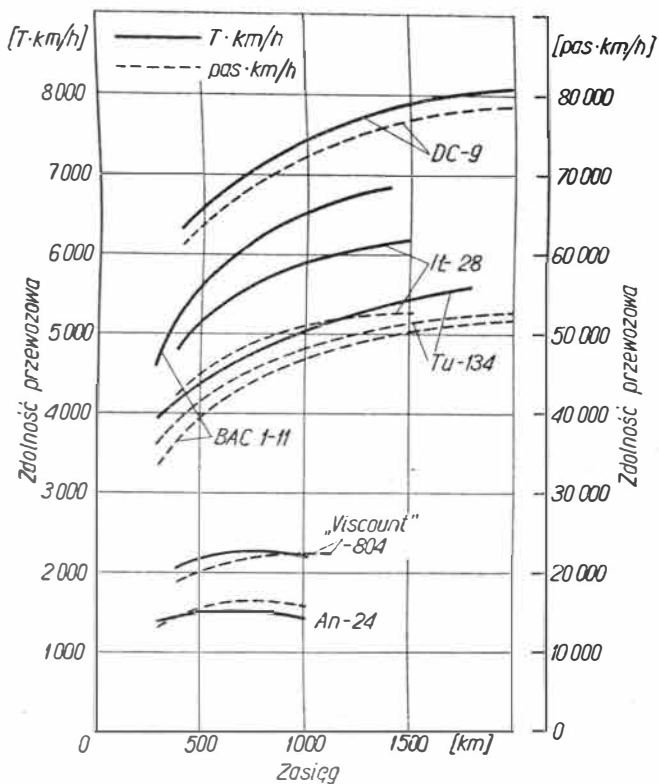
Lp.	Samolot	Silnik			Obciążenie ciągu [kG/kG]
		liczba	typ	ciąg H = 0 [kG]	
1	Fokker F. 28 „Fellowship”	2	RR „Spey Junior”	3920	3,12
2	Tupolew TU-124	2	Sołowiow D-20P	5000	3,60
3	BAC 1-11 series 300	2	RR „Spey” Mk511	5150	3,72
4	Tupolew TU-134	2	Sołowiow D-30	6800	3,27
5	Boeing 737-200	2	P & W JT8D-7	6350	3,47
6	Douglas DC-9-32	2	P & W JT8D-7	6350	3,86
7	Sud Aviation „Super Caravelle”	2	P & W JT8D-1	6350	4,09
8	Hawker Siddeley „Trident”	3	RR „Spey” Mk511	5150	3,92
9	Boeing 727-200	3	P & W JT8D-1	6350	4,01

Z danych zamieszczonych w tabelicy 1 wynika, że samolot TU-134 pod względem wymiarów gabarytowych jest zbliżony do samolotów BAC 1-11-300, Boeing 737-200 i Douglas DC-9-200.

Tablica 2 ilustruje wygodę pasażera w samolocie. Biorąc pod uwagę podziałkę między fotelami wygodą pasażera w samolocie TU-134 nie jest mniejsza jak w samolocie „Caravelle” i BAC 1-11.

Z tabelicy 3 widać, że samolot TU-134 pod względem prędkości nie ustępuje innym samolotom tej klasy. Według danych zawartych w tabelicy 4 stosunek ciężaru startowego do ciągu (obciążenie ciągu) dla samolotu TU-134 jest mniejszy niż dla innych samolotów tej klasy.

kość przelotową ekonomiczną, natomiast w przypadku konieczności zwiększenia zasięgu należy stosować prędkości przelotowe nieco mniejsze. Spowoduje to zmniejszenie prędkości blokowej o 6—8% w stosunku do podanych na rys. 2. Założono, że na lotnisku między-

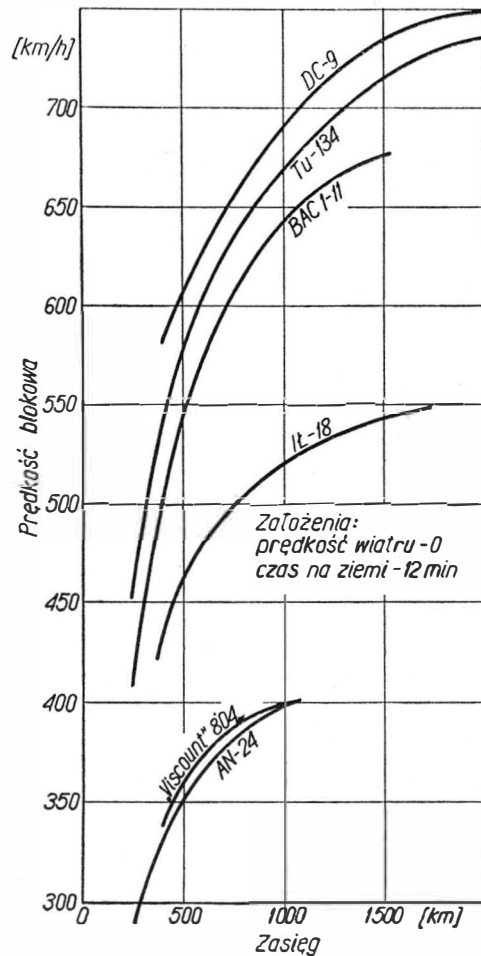


1

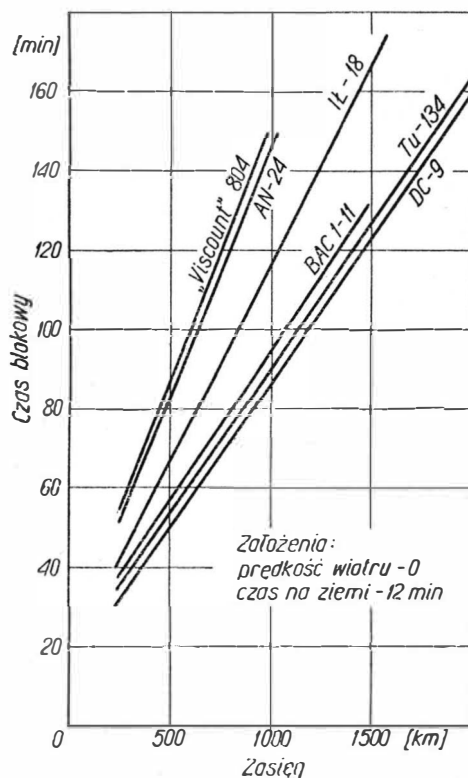
Rysunek 1 podaje zestawienie zdolności przewozowych wyrażonych w pasażerokilometrach na godzinę i tonokilometrach na godzinę. Zdolność przewozową wyrażoną w ten sposób obliczono jako iloczyn ciężaru handlowego i prędkości blokowej odpowiadających danemu odcinkowi lotu. Z rysunku widać na przykład, że TU-134 i IŁ-18 są równoważne w zakresie przewozu pasażerów, lecz w zakresie przewozów towarowych IŁ-18 ma około 24% większą zdolność przewozową niż TU-134. Jeszcze jednym brakiem samolotu TU-134 w zakresie przewożenia towarów jest mała pojemność bagażników.

Z rysunku 2 widać, że zwiększenie prędkości blokowej wynikającej z zastąpienia samolotów IŁ-18 samolotami TU-134 wynosi około 150—180 km/godz.; jest to mniej więcej tyle, ile wynosi różnica między prędkością samolotów AN-24 i IŁ-18.

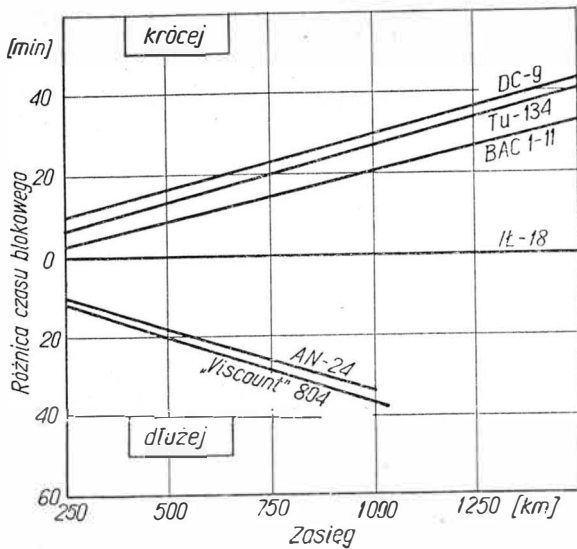
Prędkości blokowe samolotów BAC 1-11 i DC-9-30 są tego samego rzędu co TU-134. Dla tych trzech samolotów do obliczenia prędkości blokowej przyjęto prędkość



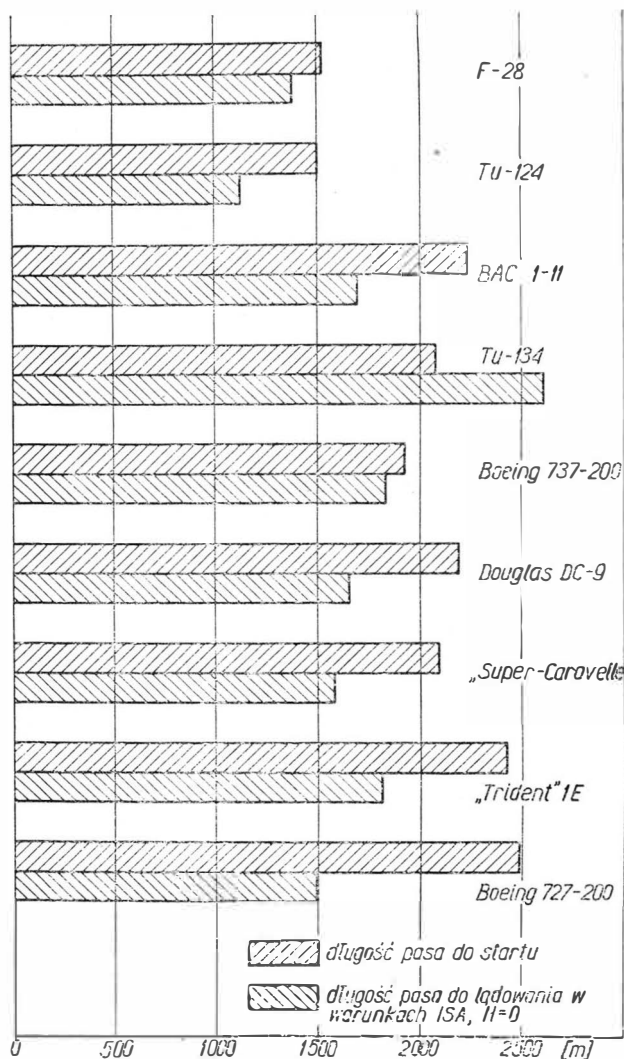
2



3



4

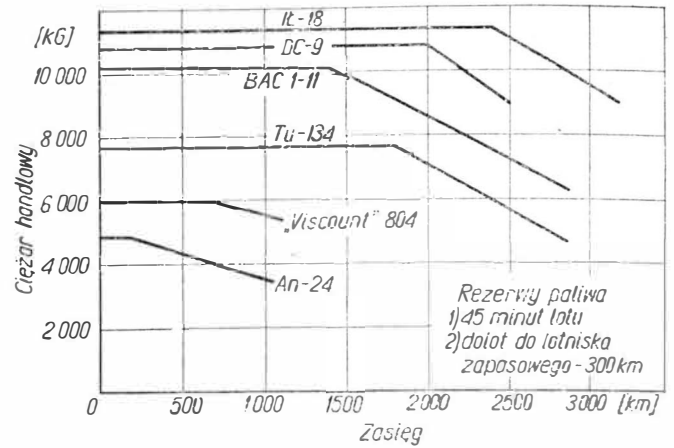


5

lądowania czas przygotowawczy samolotu do dalszego lotu wynosi 12 min*.

Czasy blokowe w zależności od długości odcinka przedstawione są na rys. 3, natomiast rys. 4 przedstawia bezpośredni zysk lub stratę na czasie blokowym w sto-

* Według danych radzieckich czas ten dla TU-134 wynosi średnio 20 min. (przyp. redakcji).



6

sunku do czasów uzyskiwanych przez IŁ-18, podstawowy dotychczas samolot linii zagranicznych PLL „LOT”.

Na odcinkach europejskich obsługiwanych przez samoloty IŁ-18 wprowadzenie samolotu TU-134 da przeciętnie skrócenie czasu blokowego w granicach od 24 do 38 minut; jest to tyle, ile przeciętnie potrzebuje pasażer na dojazd do lotniska.

Z rysunku 5 wynika, że samolot TU-134 potrzebuje do startu krótszego pasa niż szereg innych samolotów tej klasy. Długość pasa do lądowania samolotu TU-134 zmniejszy się po zastosowaniu odwracacza ciągu.

Podstawową charakterystyką handlową porównywanych samolotów — zależność między ciężarem handlowym i zasięgiem — podaje rysunek 6. Do wyznaczenia krzywych na rys. 6 dla samolotów AN-24, „Viscount” 804 i IŁ-18 przyjęto dane z tablic obciążeń handlowych, które uwzględniają wiatr czołowy oraz rezerwy paliwa na 45 minut lotu i dojazd do lotniska zapasowego. Przyjęto umownie, lecz zgodnie ze stanem faktycznym, że odległość do lotniska zapasowego wynosi w obszarach obsługiwanych przez „LOT” około 300 km. Podobne krzywe dla TU-134, BAC 1-11 i DC-9-30 określono przy tych samych założeniach, lecz należy się liczyć z pewnymi niedokładnościami ze względu na brak bliższych danych eksploatacyjnych.

Ogólnie rzecz biorąc, wprowadzenie w PLL „LOT” samolotów TU-134 unowocześni znacznie sprzęt latający, skróci czas przebywania pasażerów w powietrzu i poprawi znacznie komfort lotu (m.in. dzięki mniejszemu hałasowi w kabinie pasażerów — w stosunku do IŁ-18 — który nie będzie utrudniał prowadzenia rozmów).

Trzeba jednak stwierdzić, że koszt pasażerokilometra, jak również tonokilometra dla samolotów TU-134 w stosunku do IŁ-18 w pewnym stopniu wzrośnie. Ostateczna ocena ekonomii samolotu TU-134 może być dokonana po okresie dwóch lat po uzyskaniu danych eksploatacyjnych, takich jak koszt obsługi, koszt remontów, zużycie części, trwałość agregatów i silników itp.

Bez wątpienia korzystna jest większa operatywność samolotu TU-134 w stosunku do IŁ-18 ze względu na krótsze czasy przelotów. Można też mieć nadzieję, że ze względu na większe zainteresowanie i uznanie pasażerów, latanie na samolotach odrzutowych pozwoli na zwiększenie współczynnika wykorzystania miejsc pasażerskich.

SAMOLOTY NADDŹWIĘKOWE ORAZ AUTOBUSY POWIETRZNE W POLSKIM TRANSPORCIE LOTNICZYM

Z materiałów statystycznych ICAO wynika, że lotnictwo cywilne podwaja swoje usługi co każde 5 lat. Należy więc przypuszczać, że wprowadzenie do eksploatacji autobusów powietrznych oraz samolotów naddźwiękowych tempo to jeszcze zwiększy. Dynamiczny postęp technologiczny w lotnictwie może napotkać jednak szereg trudności natury obiektywnej, które muszą być rozwiązane przed wprowadzeniem nowych konstrukcji do eksploatacji. Dlatego też zagadnienie rozwoju lotnictwa musi być ściśle powiązane z przewidywaniami gospodarczymi państwa oraz planowaniem rozwoju.

Wprowadzenie do eksploatacji samolotu naddźwiękowego oraz autobusu powietrznego jest już prawie faktem dokonanym. Zaangażowanie jednak olbrzymich kapitałów przez przedsiębiorstwa lotnicze z uwagi na stałe zwiększanie się kosztów produkcji spowoduje w perspektywie zaostrenie konkurencji w walce o pasażera i ładunek towarowy. Przedsiębiorstwa lotnicze zmuszone są do wnikliwej analizy wszystkich elementów składowych decydujących o kompleksowych efektach ekonomicznych.

Problem ten istnieje również i w krajach socjalistycznych; państwo ponosi ciężar finansowy bądź na opracowywanie prototypów, bądź na zakup taboru. Koncentracja badań musi być bardziej wnikliwa, chodzi bowiem o środki społeczne.

Z wprowadzeniem do eksploatacji nowoczesnego sprzętu latającego konieczne jest odpowiednie przygotowanie personelu obsługującego statki powietrzne zarówno w powietrzu, jak i na ziemi, obsługi instalacji portowych, ruchu pasażerskiego i towarowego, jak również obsługi hotelowo-gastronomicznej.

Realizacja jednak tak złożonego problemu badawczego jak wprowadzenie do eksploatacji samolotu naddźwiękowego i autobusu powietrznego wymaga, aby władze lotnictwa cywilnego miały odpowiedni status, a przede wszystkim środki materialne. Z drugiej strony, w oparciu o opinie władz lotnictwa cywilnego władze rządowe powinny uwzględnić w polityce i planowaniu państwowym wszystko co niezbędne dla rozwoju przewozów lotniczych nowoczesnym sprzętem.

Należy przy tym pamiętać, że stały wzrost dochodu narodowego będzie powodował podobny, a raczej wyprzedzający rozwój rynku pasażerskiego i towarowego. Każde opóźnienie z wejściem na rynek lotniczy spowoduje zepchnięcie przedsiębiorstwa na plan dalszy w hierarchii światowego lotnictwa.

Rozwój transportu lotniczego w krajach demokracji ludowej znajduje się w centrum zainteresowania Stałej Komisji Transportu Rady Wzajemnej Pomocy Gospodarczej. W Sekcji 5 komisji przedmiotem badań na najbliższe lata są „Problemy wynikające z procesów eksploatacyjnych i obsługi samolotów naddźwiękowych i autobusów powietrznych”. W ciągu

najbliższych lat badaniami związanymi z tematem głównym powinny zająć się wszystkie kraje członkowskie RWP. Tak więc i zespół polskich specjalistów lotniczych nie może mieć mniejszego udziału od naszych partnerów i musi przeanalizować zarówno potrzeby własne, jak i zespołu państw. Redakcja Techniki Lotniczej i Astronautycznej jako organ Sekcji Lotniczej Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Mechaników odczuwa nie tylko potrzebę, ale i obowiązek wciągnięcia do powszechnej dyskusji wszystkich specjalistów. Z pewnością na uboczu nie pozostaną koledzy z SITKom, zresztą w zakresie wykorzystania statków powietrznych mają oni już nie mały dorobek. Zespolony wysiłek w dużej mierze może przyczynić się do wzbogacenia i przyspieszenia prac badawczych.

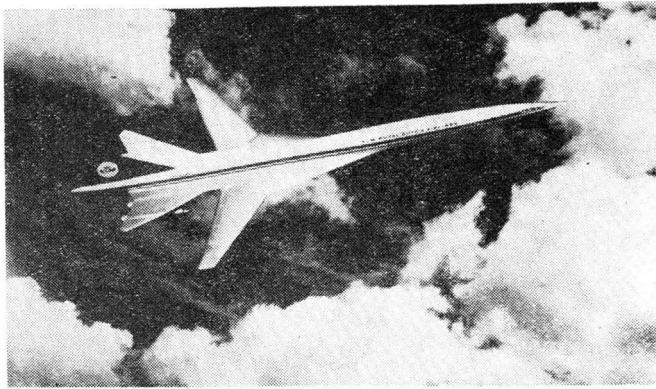
Prace tego typu są już poważnie zaawansowane w szeregu krajów, które w najbliższym czasie podobne samoloty wprowadzą do eksploatacji. Jednak każdy kraj czy nawet lotnisko charakteryzuje się specyficznymi właściwościami ekonomicznymi warunkującymi wprowadzenie do eksploatacji nowego sprzętu. Dlatego też potrzeba badań istnieje również w naszych warunkach, szczególnie zaś w układzie wspólnoty gospodarczej RWP. Przy istniejącym rynku lotniczym zachodzi potrzeba jeszcze ściślejszej integracji, szczególnie zaś przy eksploatacji samolotu naddźwiękowego.

W nawiązaniu do powyższego chciałbym wrócić do zorganizowanej w 1967 r. konferencji naukowo-technicznej pt. „Aktualne Problemy Polskiego Lotnictwa”. Konferencja była przygotowana i przeprowadzona przez zarządy główne Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Komunikacji i Mechaników Polskich. Treść konferencji obejmowała cztery podstawowe problemy zawarte w referatach generalnych, a mianowicie:

- Projektowanie i budowa statków powietrznych
- Zastosowanie i użytkowanie statków powietrznych
- Organizacja i zabezpieczenie ruchu lotniczego
- Budowa i utrzymanie lotnisk.

1. Autobus powietrzny Boeing 747



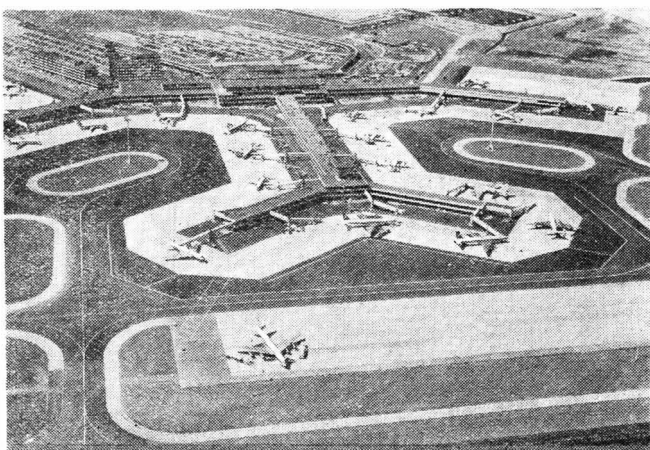


2. Wcześniejsza wersja samolotu naddźwiękowego Boeing 2707 w barwach KLM (makieta)

Zespół referatów, jak również syntetyczne ujęcie treści w referatach generalnych zawierało kompleksowy materiał składający się na funkcjonalność transportu lotniczego. Od konferencji upłynęły prawie dwa lata, a postulaty w minimalnym zakresie zostały zrealizowane, tymczasem w transporcie lotniczym nawet w tym krótkim okresie zaistniały istotne przemiany. W układzie wewnętrznym transportu lotniczego nie rozwiązano szeregu problemów. Rozpoczęła się era samolotów odrzutowych (TU-134), tymczasem czas nagli do rozpoczęcia prac przygotowawczych do wprowadzenia do eksploatacji samolotu naddźwiękowego. Czy taka metodologia jest słuszna? Na pewno tak, zdecydować się bowiem musimy na lotnictwo na miarę współczesnych potrzeb, a przede wszystkim nie możemy pozostawać na uboczu wielkich zdarzeń, jakie mają miejsce w światowym lotnictwie. Jedynym słusznym rozwiązaniem jest zespolony wysiłek w ramach RWPG. Rozwiązanie takie uzasadnione jest również istniejącym i ukształtowanym rynkiem lotniczym.

Jako przykład rozpatrzmy jedno z wzorcowych przedsiębiorstw lotniczych przedsiębiorstwo KLM, które rynkiem takim dysponuje i wprowadzenie przez to przedsiębiorstwo samolotu naddźwiękowego czy autobusu powietrznego nie wywoła większych reperkusji organizacyjnych. Infrastruktura lotniska Schiphol (Amsterdam) ma gotowe rozwiązania techniczne uwzględniające długi okres czasu — przynajmniej do 1980 r.

3. Lotnisko Amsterdam Schiphol jest już przygotowane do przyjęcia autobusów powietrznych



Podobnie można powiedzieć o węźle lotniczym Paryża. Rozbudowa lotniska Paryż — Orly zostanie całkowicie zamknięta w 1972 r., a jego zdolność przepustowa wynosić będzie 15 mln pasażerów. W tym jednak czasie rozbudowuje się lotnisko Paris-Nord, które również w roku 1972 będzie miało do dyspozycji przekazywany jeden z pięciu dworców lotniczych. W perspektywie lat 1975 port ten przejmie ruch międzynarodowy. Tymczasem już w tej chwili opracowuje się projekt wielkiego portu Paryż III, który po roku 1980 przejmie nie tylko narastający ruch wielkiego Paryża, ale i również rozwijających się nowych ośrodków wielkomiejskich jak: Rouen, le Havre, Tours, Reims i innych. Lokalizacja nowego lotniska będzie miała charakter uniwersalny z uwzględnieniem nowych zasad usługowych.

W naszej sytuacji szereg czynności należy rozpocząć od podstaw, a jeśli już tak, to z określonym programem docelowym. W referacie generalnym konferencji znajdował się następujący akapit: „Polskie Linie Lotnicze LOT muszą odrobić dystans, jaki je dzieli dzisiaj w rozwoju od krajów, które charakteryzują się zbliżonym do Polski poziomem życia gospodarczego. W obecnej dobie transport lotniczy jest uważany na świecie za wizytówkę postępu technicznego i rozwoju gospodarczego kraju”.

Aby jednak w transporcie lotniczym mógł być dokonany intensywny zwrot ku poprawie, musi być stworzony wieloletni plan rozwoju transportu, w którym znajdzie właściwy wyraz polityka zakupu taboru lotniczego, dostosowanego do warunków eksploatacji w ruchu zagranicznym i krajowym, jak również niezbędne zaplecze, w którym dominujące miejsce zajmie sprawa sieci lotnisk, związana z planami ogólnego zagospodarowania przestrzennego kraju.

Jest rzeczą zupełnie uzasadnioną, że polski przemysł nie przystąpi do produkcji ani samolotu naddźwiękowego, ani też autobusu powietrznego. Zgodnie zresztą z ustaleniami RWPG w naszym polu działania pozostaje produkcja lekkiego sprzętu lotniczego, w której to zresztą doskonalimy się i zdobywamy rynki zbytu. Wiele krajów o podobnej strukturze gospodarczej również nie dysponuje własnym zapleczem przemysłowym, rozwija jednak sieć połączeń lotniczych oraz utrzymuje poziom sprzętu odpowiadający postępowi technicznemu w tej dziedzinie.

Zagadnienie, które nie zostało poruszone w tematach szczegółowych, a stanowiące dla nas znaczenie fundamentalne, to ekonomiczne kategorie rynku lotniczego. W projektach docelowych rozwoju transportu lotniczego interesować nas musi zarówno rynek krajowy, jak i zagraniczny, rynek pasażerski, jak i towarowy. Badania w tym względzie rozpocząć musimy prawie od zera. W okresie międzywojennym szczegółową analizę rynku lotniczego przeprowadził dr Kluz. Badania objęły najmniejsze ośrodki naszego kraju, jednak wojna przeszkodziła w praktycznej przymiarce wyników.

Warunki współczesne PRL zasadniczo różnią się od okresu międzywojennego. Mamy rozbudowaną wymianę towarową z najbardziej odległymi krajami świata, rozwijającą się turystykę krajową i międzynarodową. Warunki powyższe zobowiązują nas do posiadania własnego lotnictwa na miarę poziomu światowego, lotnictwa stanowiącego wartości usługowe odpowiednie do naszego potencjału gospodarczego i politycznego.

40 lat polskiego lotnictwa komunikacyjnego

Polskie linie lotnicze „LOT” w latach 1945–1969

Tworzenie komunikacji lotniczej w 1944 r. należało praktycznie rozpocząć od podstaw. Sprzęt przedwojenny „LOT-u” nie istniał, zaplecze techniczne zostało całkowicie zniszczone, a personel zarówno latający jak i naziemny znajdował się w znacznej części na Zachodzie.

W tych warunkach utworzenie komunikacji lotniczej nie było możliwe w oparciu o skromne środki władz cywilnych. Jedynym zorganizowanym i sprawnie działającym organem władzy, w ramach którego można było utworzyć komunikację lotniczą, było wojsko. W wyniszczonym i wyludnionym kraju jedynie ono miało w swoich rękach odpowiednie środki techniczne oraz wyszkoloną kadrę. Dlatego też w okresie 1944–45 całokształt prac organizacyjnych w zakresie transportu lotniczego przejęło wojsko.

Za datę utworzenia i podjęcia działalności eksploatacyjnej przez przedsiębiorstwo państwowe PLL „LOT” należy uznać dzień 1 października 1945 r. W dniu tym zakończył się okres wstępnej organizacji, której wynikiem było utworzenie poszczególnych działów przedsiębiorstwa i obsadzenie stanowisk kierowniczych. Jednocześnie 11. XII. 1945 r. został wydany przez Naczelnego Dowódcę Wojska Polskiego rozkaz o rozwiązaniu jednostek lotniczych prowadzących działalność komunikacyjną. W myśl tego rozkazu PLL „LOT” przekazano:

- 10 samolotów LI-2, 7 Samodzielnej Eskadry Lotnictwa Cywilnego
- personel techniczny i latający narodowości polskiej teŝże Eskadry
- personel instruktorski Dowództwa Wojsk Lotniczych
- personel w liczbie 337 pracowników zatrudnionych, na lotnisku Okęcie oraz urządzenia techniczne, transportowe i środki łączności niezbędne do obsługi normalnego ruchu samolotów.

Rozwój PLL „LOT” w latach 1946–56

Mimo iż w 1945 r. przedsiębiorstwo „LOT” nie miało jeszcze odpowiednich warunków do podjęcia samodzielnej działalności eksploatacyjno-handlowej, poczyniło pierwsze kroki na drodze nawiązania kontaktów z zagranicznymi towarzystwami lotniczymi. W dniu 21. III. 1946 r. zawarta została umowa lotnicza pomiędzy „Aerofłot” i PLL „LOT” w sprawie uruchomienia linii Moskwa—Warszawa—Moskwa przez „Aerofłot” i Warszawa—Berlin—Warszawa przez PLL „LOT”. Z końcem 1945 r. uczyniono wstępne rozeznanie w zakresie uruchomienia połączenia lotniczego pomiędzy Polską a krajami Bliskiego Wschodu. Trasy projektowanych linii miały przebiegać przez Bukareszt, Ateny i Lyddę do Kairu, a więc na terenach eksploatowanych przez PLL „LOT” przed wojną.

W roku 1945 nawiązano również kontakty ze szwedzkim towarzystwem „Aerotransport” w celu uruchomienia połączenia Warszawa—Sztokholm. W tymże roku PLL „LOT” włączyło się w prace sesji ICAO obradującej w Londynie na temat zmiany podstaw

W artykule przedstawiono odbudowę polskiego lotnictwa komunikacyjnego po drugiej wojnie światowej i jego rozwój w latach 1945–1968, ilustrując go mapą sieci tras PLL „LOT” z 1968 r. i tablicą osiągnięć eksploatacyjnych. Opisano sprzęt latający eksploatowany przez PLL „LOT” w latach 1944–1968 uzupełniając jego obraz tablicą zawierającą podstawowe dane samolotów.

prawnych komunikacji lotniczej w oparciu o zawarte w 1944 r. w Chicago międzynarodowe układy lotnicze.

W okresie 1946–49 nawiązano kontakty lub podpisano umowy lotnicze z CSA dotyczące eksploatacji linii Warszawa—Praga, ze „Swissair” na linii Warszawa—Praga—Zurych, z KLM na linię Warszawa—Amsterdam i „Air France” na linię Warszawa—Paryż. Na liniach tych podjęto komunikację regularną lub loty kurierskie.

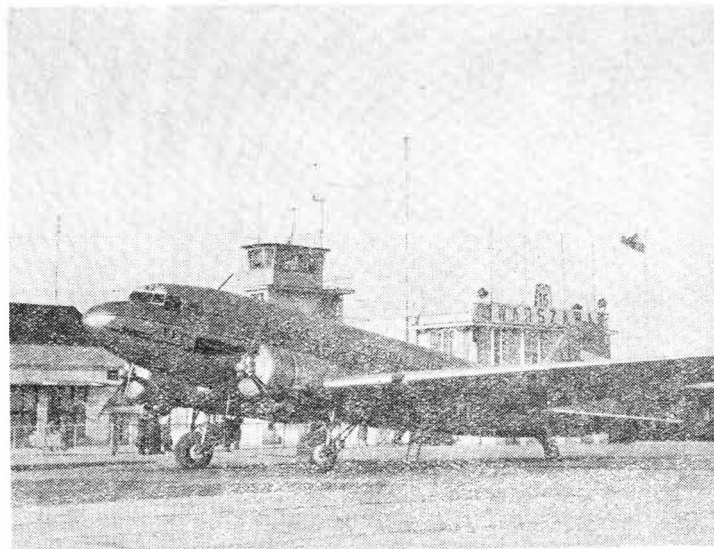
W 1947 r. podjęto komunikację na trasach do Bukaresztu, Budapesztu, Belgradu, Kopenhagi i Brukseli.

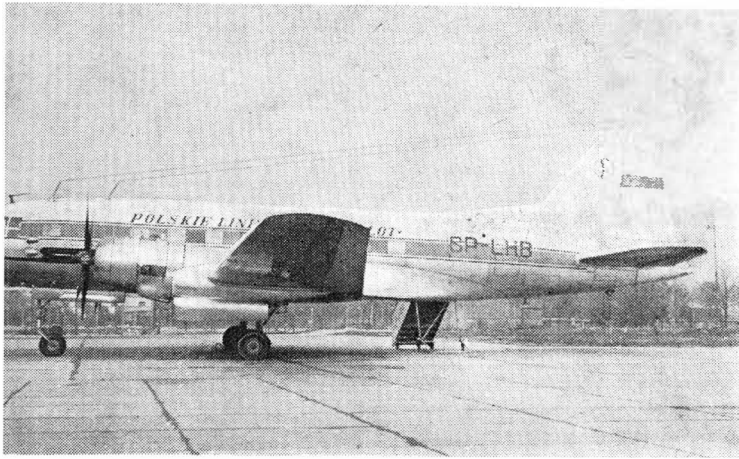
W okresie tym było jeszcze wiele niedostatków w pracy przedsiębiorstwa. Brakowało zaplecza, rozwój warsztatów i nasycenie w urządzeniach naziemnych lotnisk nie nadążało za potrzebami komunikacji. Do połowy 1946 r. przedsiębiorstwo nie okrzepło jeszcze kadrowo i dlatego regularność lotów była nie najlepsza.

Jednym z najpilniejszych zadań była odbudowa Centralnego Portu Lotniczego na Okęciu. Przystąpiono do remontu benzynowni, odbudowy dróg startowych (jedna o długości 800 m została odbudowana w marcu 1945 r. przez wojsko) oraz przeniesienia hangarów. Na przełomie 1945–46 r. zainstalowano pierwszą radiostację o mocy 100 W i zasięgu 600 km oraz zakupiono goniometr w Szwecji.

W 1946 r. zostały złożone do zatwierdzenia w Ministerstwie Komunikacji plany i kosztorysy budowy nowego Centralnego Portu Lotniczego Okęcie. Plany zakładały przyłączenie do lotniska terenów okolicznych, budowę dróg startowych o długości 3–4 km oraz budowę dworca lotniczego o przepustowości 10 tys. pasażerów na dobę u wylotu autostrady Żwirki i Wigury.

1. Pierwszy powojenny samolot PLL „LOT” LI-2



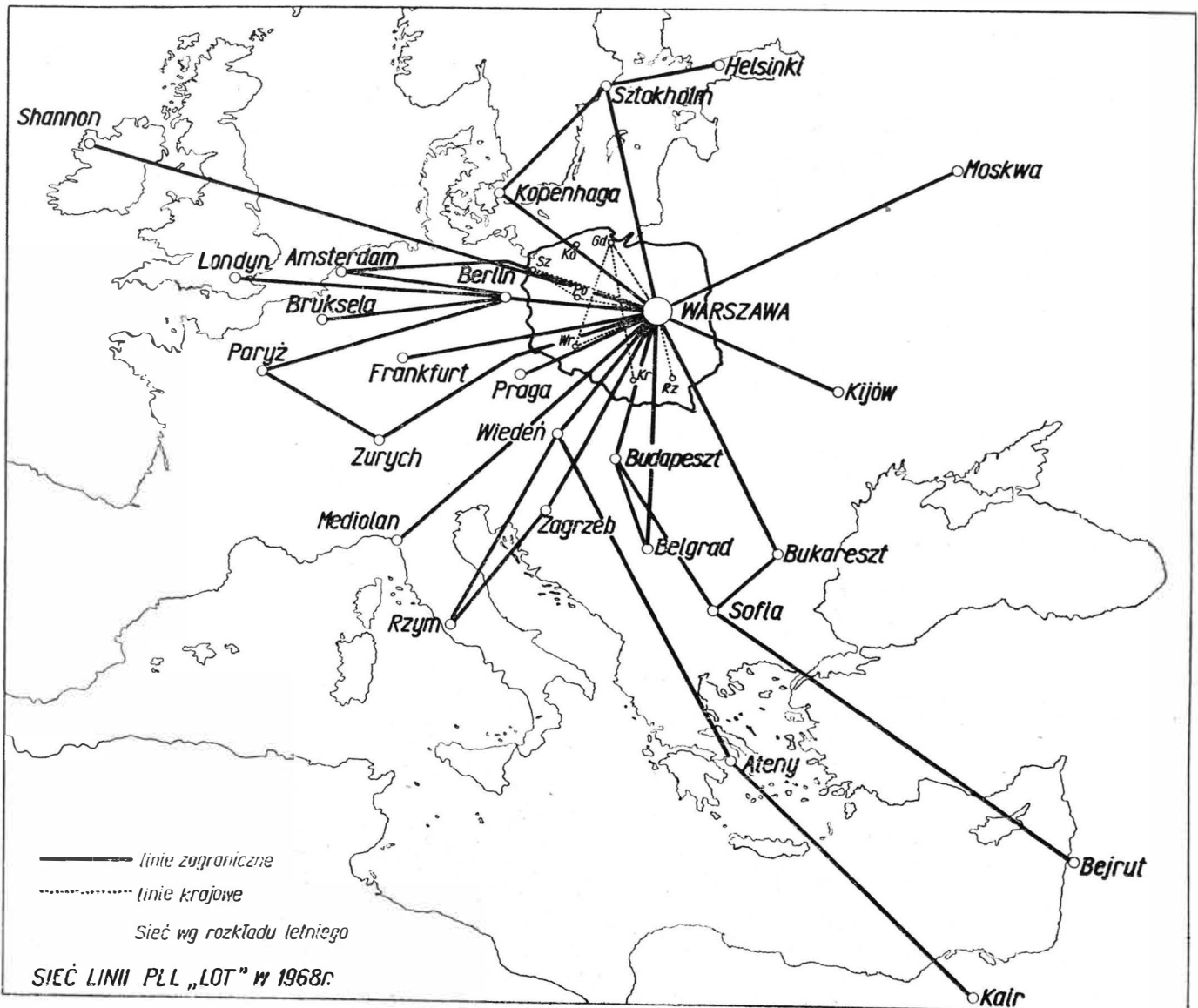


2. IŁ-12 na lotnisku Okęcie

W całym okresie 1945—49 komunikacja lotnicza obok normalnych zadań przewozowych pełniła poważne zadania państwowe, dyplomatyczne i gospodarcze.

W związku z napiętą sytuacją międzynarodową w latach 1949—1955 musiano wprowadzić poprawkę do planu 6-letniego uwzględniającą rozwój przemysłu zbrojeniowego na niekorzyść przemysłu lekkiego i usług (w tym lotnictwa komunikacyjnego).

3. Sieć linii PLL „LOT” w 1968 r.



Konsekwencją ciężkiej sytuacji międzynarodowej i zredukowania do minimum wymiany handlowej z krajami zachodnimi było zahamowanie linii lotniczych w tych kierunkach.

Rozwój linii do krajów socjalistycznych oraz połączeń wewnętrznych następował jednocześnie z ograniczeniami w kierunku zachodnim. W 1955 r. PLL „LOT” utrzymywały komunikację lotniczą ze wszystkimi stolicami państw socjalistycznych oraz 9 miastami wojewódzkimi w kraju. Projektowano uruchomienie szeregu połączeń taksówkowych z innymi miastami oraz rozważano projekty podjęcia komunikacji śmigłowej.

Również w okresie 1945—55 „LOT” wykonał szereg prac gospodarczych istotnych dla gospodarki narodowej. Należało do nich zwalczanie szkodników leśnych przez opylanie dużych kompleksów lasów. Do innych prac należało wysiewanie nawozów mineralnych, usługi aerofotogrametryczne i zwalczanie pożarów.

Silny rozwój linii wewnętrznych przy jednoczesnym ograniczeniu rozwoju linii zagranicznych hamował przyrost wpływów dewizowych bezpośrednich (przewóz pasażerów zagranicznych) oraz pośrednich (oszczędność dewiz przy przewozie własnych pasażerów) i zmuszał państwo do pokrywania poważnego deficytu, a przedsiębiorstwo czynił bardzo nieopłacalnym. W kosztach ogólnospołecznych deficyt ten był przynajmniej częściowo rekompensowany przez zastosowanie lotnictwa do celów ubocznych. Rentowność komunikacji lotniczej nie miała w tych latach decydującego wpływu na wielkość przewozów, którą limitował w zasadzie tylko stan gotowości sprzętu.

Rozwój polskiej komunikacji lotniczej w latach 1957—1968

W latach 1956—68 zarysowały się możliwości poprawy sytuacji międzynarodowej. Jednocześnie w krajach obozu socjalistycznego zaszły głębokie przemiany wewnętrzne, w wyniku których nastąpiło znaczne ożywienie stosunków gospodarczych z krajami kapitalistycznymi oraz z krajami tzw. trzeciego świata.

Światowa komunikacja lotnicza wchodziła w erę samolotów turbinowych. Wprowadzenie do eksploatacji nowego sprzętu zrewolucjonizowało transport lotniczy. Tempo modernizacji sprzętu było bardzo duże. Modernizacja sprzętu mimo olbrzymich cen nowego sprzętu szła w parze z potaniem kosztów eksploatacji oraz znacznym polepszeniem jakości usług polegającym na zwiększeniu bezpieczeństwa i wygody podróży oraz wydatnym skróceniu czasu przelotu. Jednocześnie wprowadzenie napędu odrzutowego znacznie osłabiło zdolność konkurencyjną tych towarzystw lotniczych, które w odpowiednim czasie nie wprowadziły modernizacji sprzętu.

Zaostrzenie walki konkurencyjnej było spowodowane zmianą układu sił w światowym transporcie lotniczym. Olbrzymi rozwój radzieckiego lotnictwa komunikacyjnego oraz powstanie szeregu nowych towarzystw stały się w tym względzie czynnikiem decydującym. Nowe towarzystwa małych krajów europejskich takich jak: Finlandia, Grecja, Austria oraz pozaeuropejskich: Etiopia, Egipt, Algieria, Liban i inne, były wyposażone w nowoczesny sprzęt i z powodzeniem konkurowały z towarzystwami o wieloletnich tradycjach lotniczych.

W latach 1956—59 liczba towarzystw lotniczych zrzeszonych w IATA wzrosła z 75 do 90 — był to największy wzrost ilościowy w okresie powojennym. Głębokie przemiany polityczne i gospodarcze, jakie miały miejsce w Polsce po roku 1956, znalazły swoje odbicie również w komunikacji lotniczej.

Komunikacja lotnicza w wielu krajach zmierza ku rentowności lub też rentowność tę osiągnęła (przynajmniej na dłuższych liniach). Również w Polsce rentowność transportu lotniczego została od roku 1956 postawiona jako jeden z zasadniczych założeń działalności „LOT-u”. Dotyczyło to przede wszystkim rentowności dewizowej na liniach zagranicznych.

W tym zakresie wykonanie usługi jako takiej nie może być celem samym w sobie, gdyż usługę tę można zawsze oddać do wykonania obcemu przewoźnikowi. Dla gospodarki narodowej ważne jest wykonanie usług lotniczych przez przedsiębiorstwo krajowe o tyle, o ile przyniesie to zysk lub oszczędność dewiz. Wymienione kryterium stanowiło podstawowy element działalności PLL „LOT” w latach 1956—68.

Ewolucja komunikacji lotniczej, jaka miała miejsce w okresie 1956—60, której podstawą była zmiana kryteriów oceny ekonomicznej i handlowej działalności PLL „LOT”, pociągnęła za sobą reorganizację przedsiębiorstwa, zmianę układu sieci linii wewnętrznych i zagranicznych, konieczność modernizacji sprzętu, regulację taryf i rozbudowę zaplecza technicznego.

W okresie 1957—68 uruchomiono 15 nowych połączeń zagranicznych (mapa w załączeniu) zawieszając w 1957 r. cztery, na których wykorzystanie miejsc było najłabsze. Jednocześnie rozwinięto, szczególnie w okresach nasilenia ruchu lotniczego, loty czarterowe.

W roku 1968 utrzymywano z Warszawą regularną komunikację lotniczą 14 towarzystw lotniczych z tyłu krajów. Z większością obcych przewoźników „LOT” zawarł umowy poolowe oraz inne porozumienia handlowe. Na podstawie umów, a także dzięki wymianie przewozów z przewoźnikami zamorskimi „LOT”, który w poprzednich latach wykonywał na liniach europejskich z Polski i do Polski ok. 40% przewozów, w 1967 r. wykonał ponad 65% tych przewozów. Jednak ze względu na nierównorzędną sprawność i brak linii dalekiego zasięgu LOT mimo ścisłych umów poolowych i międzynarodowych, a nawet mimo stosowania restrykcji znajdował się w pozycji niekorzystnej.

Polskie Linie Lotnicze „LOT” współpracują ściśle z „Aeroflotem” oraz z jugosłowiańskim JAT-em. Z pozostałymi przedsiębiorstwami krajów socjalistycznych „LOT” eksploatuje większość linii w tzw. 6-poolu. Dla polskiej komunikacji lotniczej głównym rynkiem przewozów lotniczych była Europa, w obrębie której podróżowało 81% pasażerów „LOT-u”. Rynek ten mimo dość rozwiniętej sieci lotniczej wykazywał dużą dynamikę wzrostu (około 15% rocznie).

Szczególnie silnie rozwijały się przewozy w rejonie krajów socjalistycznych wzrastając średnio o 30% rocznie.

Tablica. Zestawienie wyników eksploatacyjnych PLL „LOT” w okresie 1945—1946

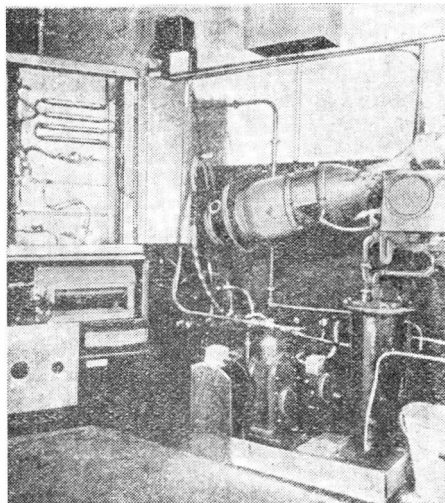
Rok	Przeleciało w lotach rejsowych [w tys. km]		Długość sieci linii regularnej [km]	Przewieziono pasażerów w lotach rejsowych		Pasaż.-km w lotach rejsowych [w tys.]	Tonokilometry [w tys.]				Procent wykorzystania ciężaru handlowego
	krajowe	zagraniczne		ogółem	krajowe		zagraniczne	oferowane w lotach		wykorzystane w lotach	
			krajowe			zagraniczne		krajowe	zagraniczne	ogółem [%]	
1945	1 555	—	2 527	26 845	—	5 829	609,0	—	491,1	—	80,6
1946	3 581	328	4 831	51 227	1 794	17 266,2	1813,6	383,0	1120,4	163,1	63,1
1947	5 032	502	7 342	52 398	3 186	18 391,7	1992,7	839,0	1209,8	443,3	43,8
1948	6 491	978	8 070	59 553	4 487	23 081,9	3631,3	1337,2	1424,3	568,0	42,8
1949	6 533	1208	8 650	59 824	4 489	21 761,0	3253,4	1669,5	1375,7	762,4	44,4
1950	6 857	1554	8 408	81 972	6 344	30 469,3	3228,1	1755,7	1944,6	889,1	57,5
1951	8 065	1621	8 324	105 553	7 271	38 709,4	3551,5	1597,5	2454,7	1026,9	68,1
1952	8 614	1635	8 324	115 028	7 625	42 701,6	3879,2	1679,3	2788,3	1136,7	71,3
1953	9 299	1683	8 653	104 951	7 937	40 694,1	4213,1	1786,9	2835,2	1170,6	67,3
1954	9 031	1859	9 565	124 883	10 476	53 326,7	4275,8	2082,0	3678,6	1396,5	80,8
1955	9 541	2678	10 284	139 979	14 843	65 854,0	4782,6	2925,4	3925,0	2227,0	82,3
1956	10 532	3670	10 167	166 126	26 831	88 563,0	5384,2	4338,9	4765,4	3253,3	85,8
1957	10 819	5222	10 493	180 247	39 410	101 014,8	5867,9	6574,9	5031,3	4534,2	78,0
1958	6676	4804	12 475	87 117	40 121	74 862,8	3559,0	8098,1	2469,1	4853,2	66,0
1959	5634	4760	13 341	100 820	54 870	88 410,2	3501,9	9600,5	2687,6	6125,1	67,2
1960	6 095	5069	14 381	109 611	66 042	102 169,9	3940,3	11 053,4	2994,6	7142,7	71,4
1961	7 074	5144	15 008	126 138	75 484	131 231,1	5264,6	15 735,5	3497,5	8291,2	56,1
1962	9 143	4754	16 827	151 773	93 931	158 767,0	6467,2	20 606,0	4015,2	10 153,9	52,3
1963	7 394	4706	18 031	138 500	99 429	149 176,2	6056,4	25 548,4	3783,0	11 264,8	47,6
1964	9 409	5051	19 069	183 962	125 395	191 509,7	7918,3	29 865,3	5101,5	13 878,0	50,2

Drugie z kolei źródło przewozów dla polskiej komunikacji lotniczej stanowił rynek amerykański. Liczba pasażerów udających się do obu Ameryk wynosiła np. w 1960 r. około 23 tys. osób, z czego ok. 8 tys. przewiózł na odcinkach europejskich „LOT”. Stanowiło to ok. 13% ruchu na liniach zagranicznych przedsiębiorstwa. Praca przewozowa w tonokilometrach, którą wykonali w 1960 r. przewoźnicy zachodni w ruchu między Polską a Ameryką Północną, była dwukrotnie większa od całkowitej pracy przewozowej wykonanej w tymże roku przez „LOT” na wszystkich liniach zagranicznych.

Udział polskiej komunikacji lotniczej w 1929 r. wśród 25 towarzystw zrzeszonych w IATA wynosił 1,48% km przelecianych na liniach rejsowych, co dawało 9 miej-

sce. W 1938 r. udział Polski spadł do 0,67%, co spowodowało przesunięcie na 20 miejsce. W roku 1960 udział Polski w przewozach światowych powoli spadał nadal. „LOT” wykonał w tym roku 10 042 tys. tkm wobec 12 320 mln tkm w skali światowej, co stanowiło 0,08%. Wśród 25 europejskich członków IATA w tymże roku „LOT” zajmował 21 miejsce. W latach ostatnich pozycja PLL „LOT” nieco się poprawiła w miarę rozwoju linii i wprowadzenia nowocześniejszego sprzętu w postaci samolotów IŁ-18 i AN-24. Wyniki eksploatacyjne PLL „LOT” przedstawiono w tablicy.

Jednak radykalna zmiana w tym zakresie mogłaby nastąpić dopiero w wyniku uruchomienia komunikacji na liniach transkontynentalnych i transoceanicznych.



1. Komora Williama

Mgr BOGDAN WIŚLICKI

662.75:621.454.001:57

W artykule opisano modelowe komory spalania oraz rodzaje prowadzonych przy ich użyciu badań w zakresie oceny własności eksploatacyjnych paliw naftowych stosowanych do napędu lotniczych silników turbinowych i strumieniowych. Artykuł stanowi drugą część tematyki zawartej w artykule dotyczącym badań paliw lotniczych w zminiaturyzowanych modelowych komorach spalania [1].

Ocena właściwości paliw naftowych do silników turbinowych w modelowych komorach spalania

Opisane w tym artykule modelowe komory spalania są urządzeniami, które można zakwalifikować jako urządzenia średniej wielkości o zużyciu paliwa do 50 kG/godz oraz jako urządzenia duże o zużyciu paliwa powyżej 50 kG/godz. Zgodnie z sugestiami autora [1] badania w tego rodzaju urządzeniach z uwagi na duże koszty powinny być poprzedzone badaniami w urządzeniach zminiaturyzowanych. Wstępne kwalifikowanie paliwa powinno odbywać się w laboratorium za pomocą odpowiednio opracowanego schematu analitycznego, w który włączona byłaby charakterystyka spalania uzyskana w zminiaturyzowanych modelowych komorach spalania [2]. Realność tego rodzaju sugestii zdają się potwierdzać badania prowadzone za granicą. Zakres i wyniki tych badań, które przeprowadzone były w większych urządzeniach, pozwala stwierdzić duże analogie między wynikami charakterystyk spalania otrzymanymi w małych i dużych komorach spalania.

W latach 1947 i 1953 C. G. Williams [3] opublikował dane dotyczące badania paliw i olejów w laboratoryjnej komorze spalania średniej wielkości, o zużyciu paliwa 16—40 kG/godz. Komora ta była typową komorą spalania turbinowego silnika odrzutowego z wtryskiem paliwa. Powietrze do komory doprowadzane było ze sprężarki. Układ paliwowy pozwalał na regulowanie wydatku paliwa. Pełność spalania oceniano za pomocą analizatorów gazów. Stoisko to pozwalało na stworzenie warunków spalania w komorze odpowiadających warunkom na różnych wysokościach lotu. Komorę przedstawia rysunek 1.

W opisanej komorze przeprowadzone zostały badania paliw zbliżonych składem frakcyjnym do paliwa JP-1

i JP-4, o różnej zawartości węglowodorów aromatycznych. Zbadane zostały między innymi: własności nagarotwórcze, pełność spalania, własności rozruchowe, wpływ lepkości paliwa oraz gazowa korozja i erozja. Uzyskane wyniki dostarczyły danych do konstrukcji komor silników przepływowych.

W roku 1954 M. Barrère, J. Rappeneau, H. Moutet [4] opublikowali badania nad zastosowaniem silnika pulsacyjnego do szybkiej klasyfikacji paliw. Z przytoczonych danych wynikało, że opisaną komorę spalania można zakwalifikować do grupy laboratoryjnych urządzeń średniej wielkości. Aczkolwiek zużycie paliwa zawierało się w granicach 7 do 50 kG/godz., to jednak niewielkie wymiary stoiska i czas trwania pomiaru pozwalały w praktyce na badanie niewielkich dawek paliwa. Do badań zastosowany został bezzaaworowy silnik pulsacyjny SNECMA składający się z:

- 1) detektora, w którym średnica części cylindrycznej wynosiła 40 mm,
- 2) komory spalania o średnicy części cylindrycznej 120 mm,
- 3) dyszy wylotowej cylindryczno-stożkowej o średnicy 150 mm,
- 4) wtryskiwacza z 8 otworami promieniowymi o średnicy 0,32 mm.

Rysunek 2a przedstawia ogólny widok stoiska, sposób zamocowania silnika oraz układy zabezpieczające jego rozruch.

Układ zasilania komory (rys. 2b) zawierał dwa zbiorniki: R_1 i R_2 . Paliwo wzorcowe (odniesienia) znajdowało się w zbiorniku R_1 , badane — w R_2 . Silnik zawieszony był na sztywnej podstawie połączonej z dy-

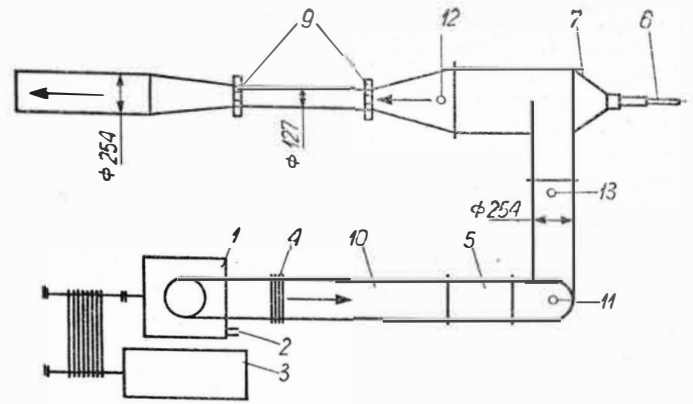
namometrem pierścieniowym. Mierzono w ten sposób ciąg silnika. Pomiar wydatku paliwa rejestrowany był za pomocą fotokomórek razem z krzywą ciągu na jednym wykresie. Równocześnie dokonywano analizy spalin w celu wyznaczenia sprawności spalania.

Na urządzeniu tym badano jeden z najważniejszych parametrów lotniczych paliw odrzutowych, opóźnienie samozapłonu. Parametr ten mierzono pośrednio. Miarą pełności spalania była zawartość CO_2 i jednostkowe zużycie paliwa przy różnych współczynnikach nadmiaru powietrza. Paliwo, które charakteryzowało się największą pełnością spalania przy najmniejszym jednostkowym zużyciu (wartości te są w przybliżeniu odwrotnie proporcjonalne) dla danych wartości współczynników nadmiaru powietrza, musiało mieć w tych warunkach najmniejsze opóźnienie zapłonu. Zbadano około 40 rodzajów paliw, w tym ogólnie stosowane: benzynę, naftę oraz po kilka przedstawicieli różnych grup związków chemicznych.

Stwierdzono dużą zbieżność wyników w zakresie klasyfikacji sprawności spalania poszczególnych grup i związków z badaniami Mullinsa [11], opisanymi w dalszej części artykułu, podającymi podobną klasyfikację na podstawie temperatury aktywacji paliwa. Wysznuo wniosek dodatkowy odnośnie do podobieństwa poszczególnych etapów spalania w silniku pulsacyjnym do etapów spalania w komorze silnika turbinowego.

Opublikowane przez Evansa i współpracowników w 1955 r. stoisko do badań korozyjnych wyposażone było w komorę spalania średniej wielkości, typu przemysłowego, rys. 3 [5]. Warunki pracy komory spalania w czasie wykonywania badań były następujące:

temperatura powietrza na wejściu do przestrzeni spalania	400 °C
temperatura gazów wylotowych	780 °C
średnia prędkość gazów wylotowych w temperaturze 760 °C	259,3 m/sek
stosunek paliwo — powietrze	1 : 60
zużycie paliwa	35 kG/godz
czas doświadczenia	30 godz.



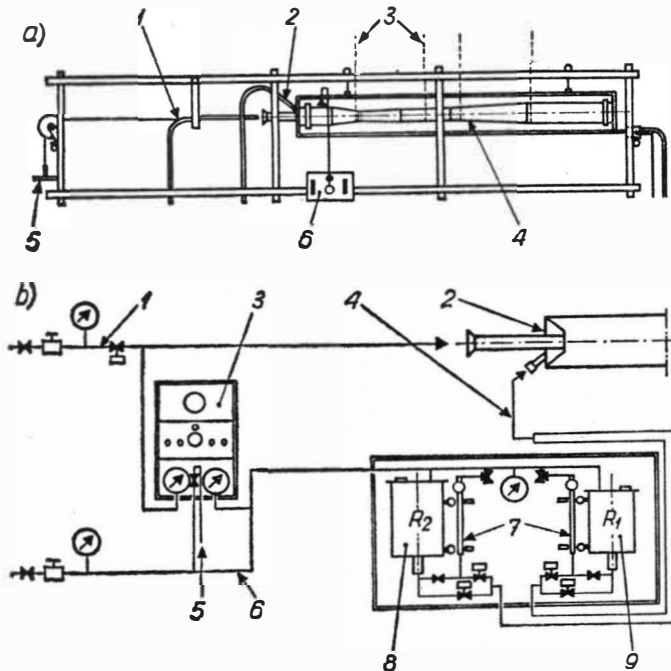
3. Schemat komory spalania Evansa i współpracowników: 1 — dmuchawa, 2 — wejście powietrza, 3 — silnik Diesla, 4 — diafragma, 5 — lotnicza komora spalania, 6 — doprowadzenie paliwa, 7 — komora spalania, 8 — wprowadzenie dodatków, 9 — próbki badanych metali, 10 — 54°, 11 — 454°, 12 — 783°, 13 — 339°

Wysoką temperaturę na wejściu do przestrzeni spalania uzyskiwano za pomocą dodatkowej lotniczej komory spalania, spalając w niej nieetylowaną benzynę. W przypadku badania dodatków antykorozyjnych wprowadzano je, za pomocą wtryskiwaczy, do strefy gazów wylotowych lub przed komorę spalania w miejscach zaznaczonych na rys. 3.

Zdaniem autorów publikacji interesujący konstruktorów wpływ korozji i erozji na trwałość łopatek turbiny i komory żarowej oraz na sprawność turbiny nie daje się ująć prostą zależnością. Jednak tego rodzaju badania pozwalają wyciągnąć szereg bardzo cennych i praktycznych wniosków. Należy zaznaczyć, że prace dotyczyły głównie badania paliw stosowanych w silnikach stacjonarnych i trakcyjnych.

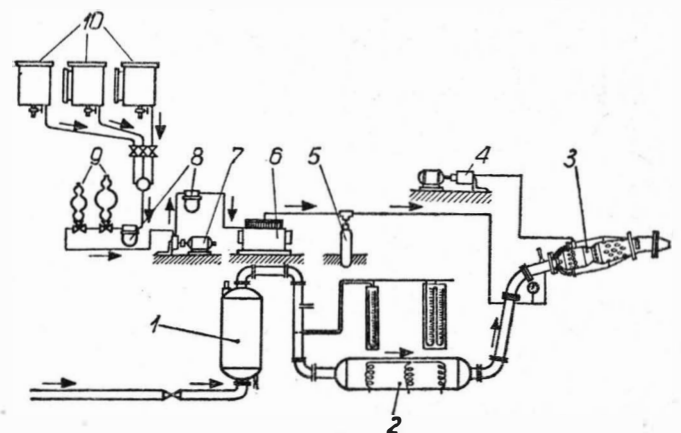
Z. Tereszczenko, B. Załoga, S. Maksimow (ZSRR) opracowali laboratoryjną komorę spalania do badań paliw lotniczych [6]. Stoisko badawcze składało się z komory spalania, układu doprowadzającego i podgrzewającego powietrze, układu paliwowego oraz wyposażenia kontrolno-pomiarowego (rys. 4). Paliwo wprowadzane było do przestrzeni spalania za pomocą wtryskiwacza wirowego.

Zapłon inicjowany był przez lotniczą świecę żarową, pracującą tylko w chwili rozruchu. Wymiary komory spalania: długość 376 mm, największa średnica 178 mm. Zużycie paliwa do 50 kG/godz kwalifikowało tę komorę spalania do urządzeń średniej wielkości. Warunki pracy komory spalania pozwalały na odtwarzanie



2. Stoisko Barrére'a i współpracowników:

a) schemat stoiska
1 — doprowadzenie paliwa, 2 — doprowadzenie powietrza rozruchowego, 3 — punkty poboru gazu do analizy, 4 — silnik pulsacyjny, 5 — upust regulacyjny, 6 — układ zapłonowy, 7 — pomiar ciągu
b) schemat układu zasilania
1 — doprowadzenie powietrza rozruchowego, 2 — korpus silnika pulsacyjnego, 3 — pulpit kontrolny, 4 — doprowadzenie paliwa, 5 — upust regulacyjny, 6 — powietrze do tworzenia mieszanki, 7 — przepływomierze, 8 — paliwo odniesienia, 9 — paliwo badane

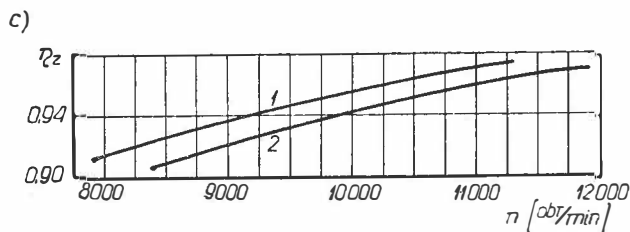
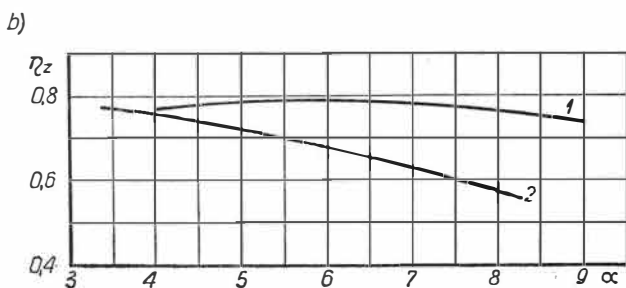
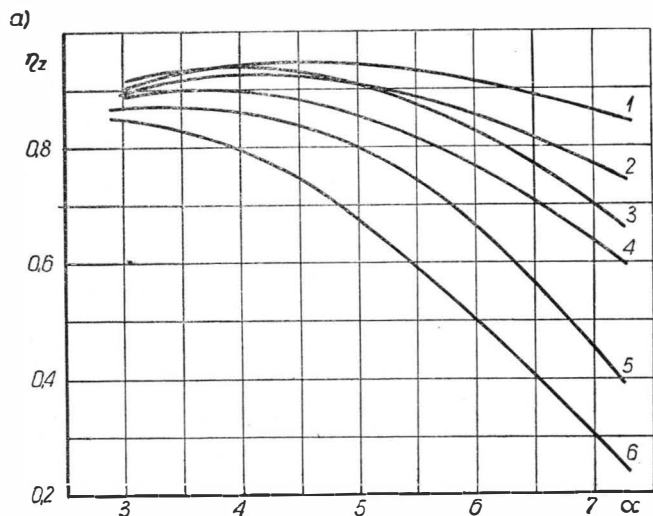


4. Schemat stoiska i komory spalania Tereszczenki i współpracowników:

1 — zbiornik, 2 — podgrzewacz elektryczny powietrza, 3 — komora spalania, 4 — iskrownik rozruchowy, 5 — zbiornik paliwowy, 6 — pompa wtryskowa, 7 — pompa paliwowa, 8 — filtry paliwowe, 9 — naczynia probiercze, 10 — zbiorniki paliwowe

warunków panujących w lotniczym silniku turbiny-
wym. Zakres przeprowadzonych badań obejmował
podstawową charakterystykę spalania paliw: własności
rozruchowe, stateczność spalania, pełność spalania
oraz skłonność do odkładania nagarów. Jako kryte-
rium oceny własności rozruchowych przyjęto optymalny
skład mieszanki paliwo-powietrze α_{opt} , przy którym
zachodził jej zapłon. Badania prowadzono przy wydatku
powietrza 0,1 kG/sek oraz temperaturze na wejściu
do komory 60°C. Dla badanych paliw T-2, TS-1, T-1
i oleju napędowego otrzymano wartości α_{opt} odpo-
wiednio 5,8; 4,7; 4,0; 2,8. Paliwo T-2 wykazało najlep-
sze własności rozruchowe, co potwierdziły dane z ek-
sploatacji. Skłonność paliw do odkładania nagarów
określano przy wydatku powietrza 0,25 kG/sek, tempe-
raturze powietrza na wejściu do komory spalania 60°C,
 $\alpha = 4$. Uzyskano jakościową zgodność wyników badań
tworzenia nagarów w laboratoryjnej komorze spalania
i w silnikach lotniczych. Badania pełności spalania
w funkcji α przeprowadzono w warunkach opisanych
wyżej.

Podobnie jak w poprzednich badaniach otrzymane
wyniki były zgodne z wynikami badań w normalnych
silnikach (rys. 5). To samo dotyczyło badań przedziałów
statecznego spalania. W latach 1961 i 1962 w ZSRR



5. Charakterystyki spalania:

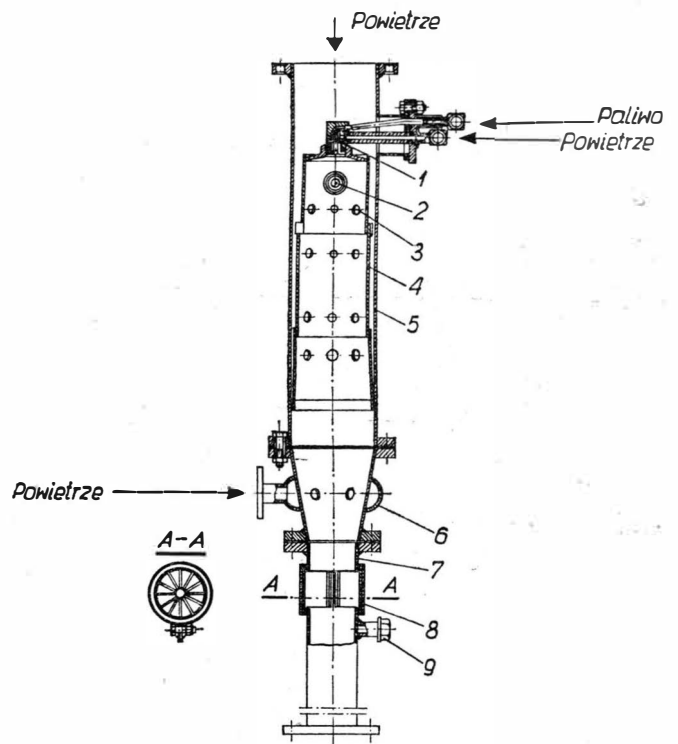
a) pełność spalania η_z w zależności od współczynnika nadmiaru
powietrza α mierzona w komorze spalania Tereszczuki dla
paliw: 1 — B70, 2 — T2, 3 — TS1, 4 — T1, 5 — ciężka nafta,
6 — paliwo do silników Diesla

b) pełność spalania η_z w zależności od współczynnika nadmiaru
powietrza α w silnikowej komorze spalania w warunkach
wysokościowych dla paliw: 1 — B70, 2 — T2,

c) pełność spalania mierzona η_z w silniku WK-1 w warunkach
wysokościowych dla paliw: 1 — T2, 2 — T1

Łosikow i współpracownicy [7] oraz A. D. Fatianow
i współpracownicy [8] opublikowali prace dotyczące
badań własności korozyjno-erozyjnych gazów spali-
nych oraz skłonności do odkładania nagarów paliw
ciężkich typu olejów napędowych i mazutów. Badania
prowadzono na małej laboratoryjnej komorze spalania
(rys. 6) w warunkach: zużycie paliwa 1,0—2,5 kG/godz,
temperatura paliwa przed wtryskiwaczem 100°C,
ciśnienie powietrza na wejściu do komory spalania
0,7 kG/cm², temperatura powietrza na wejściu do ko-
mory spalania 40°C, stosunek paliwo-powietrze 1 : 30—
—50, wydatek powietrza 40—50 kG/godz. Jako paliwo
stosowano między innymi mazuty F-12 i Fs-5. Badania
korozyji i erozji różnych stopów oraz skłonności do
tworzenia nagarów wykazały zbieżność z wynikami
badań podczas normalnej eksploatacji silników turbi-
nowych. Niezależnie od tego uzyskano interesujące
wyniki dotyczące mechanizmu korozyji oraz wpływu
inhibitorów na zachowanie się różnych stopów metali
w warunkach pracy silnika turbinowego.

W roku 1962 V. Pimsner, C. A. Vasilescu, J. Spahiu [9]
opublikowali pracę dotyczącą wpływu chemicznych
własności paliw na proces spalania w silnikach turbi-
nowych. Badania prowadzono na laboratoryjnej komo-
rze spalania średniej wielkości, minimalnym zużyciu
paliwa około 20 kG/godz. Warunki pracy stoiska od-
powiadały warunkom lotu na wysokościach 11—14 km
i przy prędkościach $Ma = 0,6—1,1$. Ponieważ tłumaczenie
ww. opracowania zostało opublikowane w „Technice
Lotniczej i Astronautycznej” w nrze 6 z 1964 r., należy
jedynie przypomnieć, że autorzy uzyskali najmniejszą
sprawność spalania oraz najwęższe granice stateczne-
go spalania dla paliwa zawierającego w swym skła-
dzie głównie węglowodory aromatyczne. Najlepsze
wyniki uzyskano dla paliwa zawierającego głównie
węglowodory parafinowe i naftenowe. Poza tym
stwierdzono, że paliwo aromatyczne daje zły rozkład
płomienia i temperatur w komorze oraz zanieczyszcze-
nia pochodzące z niepełnego spalania. Przeprowadzone
badania dały wytyczne do przygotowania optymalnego
pod względem składu paliwa do silników odrzutowych.
W ramach prac prowadzonych przez Francuski Insty-
tut Naftowy nad paliwami o dużej energii objętości-
wej pochodzenia naftowego, przeznaczonymi do napę-



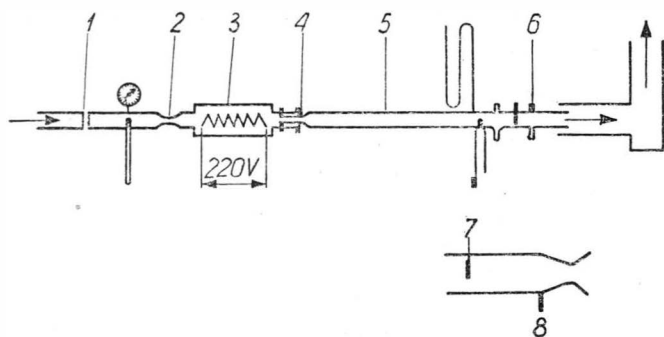
6. Komora spalania Łosikowa i współpracowników:

1 — wtryskiwacz, 2 — urządzenia zapłonowe, 3 — otwory dla
powietrza, 4 — płaszcz, rura żarowa, 5 — rura zewnętrzna,
6 — wlot powietrza, 7 — przestrzeń do umieszczania próbek
metali, 8 — próbki metali, 9 — pomiar temperatury

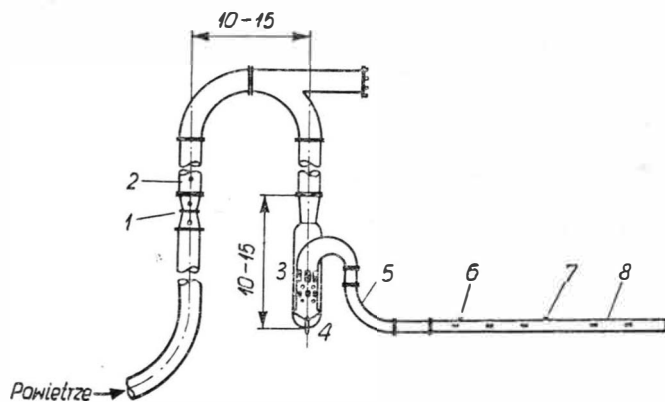
du silników odrzutowych, stosowano stoiska typu laboratoryjnej komory spalania [12]. Autorzy nie podają żadnych danych odnośnie do zużycia paliwa. Z ogólnego opisu i rodzaju przeprowadzanych badań należy sądzić, że była to komora spalania o raczej małych wydatkach paliwa. Ideowy schemat stoiska badawczego pokazano na rys. 7. Komora składała się z rury cylindrycznej ze statecznikiem w kształcie tarczy. Do prób stateczności robocza część komory była krótsza; większość energii spalania wyzwała się poza komorą spalania, co zabezpieczało przed pulsacją. Do prób nad sprawnością spalania stosowano dłuższą komorę zakończoną rurą Lavalą. Sprawność określano za pomocą pomiaru ciśnienia przed dyszą. Do odprowadzania gazów spalinowych zastosowano ejetor w celu wytwarzania podciśnienia w części roboczej i odtwarzania w ten sposób warunków wysokościowych (badanie wpływu ciśnienia).

W wyniku przeprowadzonych badań stwierdzono, że stosowanie paliw składających się głównie z węglowodorów naftenowych wielopierścieniowych o ciepłe spalania z jednostki objętości 10—12% większym od uzyskiwanego z obecnie stosowanych paliw jest możliwe, jeżeli stworzy się warunki sprzyjające powstawaniu dobrej mieszanki paliwo-powietrze.

Przytoczono także ciekawe prace nad spalaniem dekaliny w segmencie komory silnika ATAR przeprowadzone w Centre d'Essais des Propulseurs (CEP — Ośrodek Badań Silników). Otrzymano sprawności dla dekaliny i nafty bardzo bliskie przy ciśnieniach w komorze spalania $> 0,5 \text{ kg/cm}^2$. Badano również powstawanie nagarów, stwierdzając nieco obfitsze ich występowanie w porównaniu z JP4, natomiast bardzo mały był wzrost temperatury ścianek komory. Stwierdzono,



7. Ideowy schemat stoiska do badania spalania paliw ze wstępnym wymieszaniem:
1 — dyfuzor, 2 — dysza do pomiaru wydatku powietrza, 3 — podgrzewacz elektryczny, 4 — sekcja wtryskiwczą, 5 — sekcja mieszania, 6 — punkt pomiaru prędkości gaśnięcia, 7 — statecznik, 8 — punkt pomiaru sprawności



8. Schemat ideowy komory spalania Mullinsa do badania samozapłonu paliw:
1 — rurka Venturiego, 2 — termometr, 3 — recyrkulacyjna pomocnicza komora spalania, 4 — rozpylacz pomocniczej komory spalania, 5 — element łączący dwa stoiskowe mieszalniki, 6 — część doświadczalno-pomiarowa, 7 — wtryskiwacz sekcji pomiarowej, 8 — okienko kwarcowe $\varnothing 3,75 \text{ cm}$

że spalanie paliw rodzaju węglowodorów naftenowych dwupierścieniowych nie przysparza dużych trudności, jednak mogą one powstać przy spalaniu paliw zawierających dużą koncentrację węglowodorów naftenowych o większej liczbie pierścieni. Stwierdzono także że ograniczenie warunków pracy niektórych komór spalania określone wskaźnikiem świecenia płomienia jest równorzędne z ograniczeniem tworzenia się nagarów.

Opracowana przez Mullinsa [11] komora spalania przeznaczona była do badania opóźnienia samozapłonu paliw węglowodorowych. Warunki pomiarów odpowiadały warunkom panującym w silniku turbinowym.

Komora spalania Mullinsa, pokazana na rys. 8, składała się zasadniczo z dwóch komór spalania. Jedną z nich była wytwornicą gorących gazów, których temperaturę można było zmieniać w granicach 200—1100°C. W skład tych gazów wchodziły niewielkie ilości pary wodnej i CO, resztę stanowił tlen i azot. Uzyskane w ten sposób gorące gazy przemieszczały się do drugiej komory spalania będącej komorą pomiarową. Do niej wprowadzane było, za pomocą wtryskiwacza, drobno rozpylone paliwo, które w zetknięciu ze strumieniem gorących gazów ulegało samozapaleniu. W ten sposób uzyskiwano i mierzono opóźnienie samozapłonu, zabezpieczając zbliżone do rzeczywistych warunki przebiegu doświadczenia.

W ustalonych warunkach pomiaru zużycie powietrza wynosiło 0,335 kg/sek, wydatek badanego paliwa 22,5 kg/godz., temperatura powietrza na wejściu do komory 40—50°C, temperatura badanego paliwa 20—50°C.

Opisana komora spalania nie pozwalała na przeprowadzenie bezpośrednich pomiarów opóźnienia samozapłonu. Wartość tę autor obliczał mierząc odległość czoła płomienia od miejsca wtrysku paliwa.

Literatura

- Wiślicki B.: „Badania paliw naftowych w małych laboratoryjnych komorach spalania”, Technika Lotnicza i Astronautyczna, nr 4 z 1968.
- Mielnikowa B., Wiślicki B., Klein S.: „Ocena paliw do silników turboodrzutowych”, Prace Instytutu Lotnictwa, nr 18 z 1963.
- Williams C. G.: „Engine research on fuels and lubricants”, Engineering, v. 176, nr 4563 z 1953.
- Barrère M., Rappeneau J., Moutet H.: „Utilisation d'un pulsoreacteur pour un classement rapide des combustibles”, La Recherche Aeronautique, nr 37 z 1954.
- Evans E. B., MacLean D. H., Sharp F. R. P., Winward A.: „Ispolzowanije ostatecznowo topliwa dlia gazowych turbin”, IV Miedzunarodnyj Nieftianoj Kongres, v. VII.
- Tereszczenko Z., Załoga B., Maksimow S.: „Ocena charakteristik sgorania topliw na matorazmiernoj odnokamiernoj ustanowkie”, Chimia i Tiejnologia Topliw i Masiel, nr 11, z. 1960.
- Łosikow B. W., Fatianow A. D., Mikulina J. W., Aleksandrowa L. A., Koznow G. G., Bieriezina R. M.: „Ob ispolzowanii ostatecznych topliw w gazowych turbinach”, Chimia i Tiejnologia Topliw i Masiel, nr 8 z 1961.
- Fatinow A. D., Mikulina J. W., Aleksandrowa L. A.: „Ocena nagarobrozujuszej sklonnosti distilatnych sernistich topliw na modelnoj kamierie sgorania”, Chimia i Tiejnologia Topliw i Masiel, nr 4 z 1962.
- Pimsner V., Vasilescu C. A., Spahiu J.: „Studiul infuentei naturii chimice a combustibililor asupra procesului de ardere din turbomotoare”, Studii si Cercetari de Energetica, seria B, v. XII, nr 1 z 1962.
- Salé M. B.: „Carbureacteurs a' haute energie volumique d'origine petroliere”, Bulletin de l'Association Francaise des Techniciens du Petrole, nr 155 z 1962.
- Mullins B. P. Fuel, v. 32, 1953.

Francuski odrzutowy samolot pasażerski na krótkie trasy



Firma Marcel Dassault rozpoczęła budowę odrzutowego samolotu pasażerskiego na krótkie trasy „Mercur” II. Samolot ten jest napędzany dwoma silnikami dwuprzepływowymi Pratt and Whitney JT8D11 o ciągu ok. 6800 kG i może przewozić 134 pasażerów na trasach o długości od 500 do 1500 km. Na wystawie paryskiej w 1969 r. ma być pokazana makieta samolotu w naturalnej wielkości. Próby w locie mają się rozpocząć jeszcze przed końcem 1970 r. Budowa samolotu jest finansowana w 70% przez rząd francuski, 20% kosztów przypada na firmę Dassault i 10% na firmę Fiat.

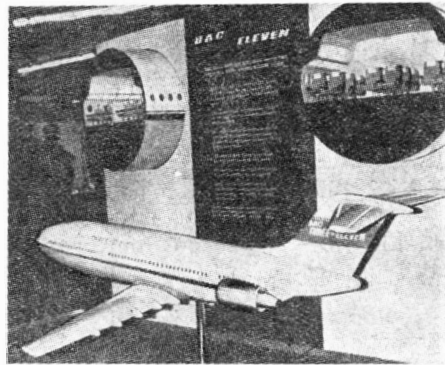
W.K.

Autobus powietrzny firmy BAC

Firma BAC (British Aircraft Corporation) opracowała na własny koszt projekt autobusu powietrznego na krótkie i średnie trasy BAC.3-11 (Three-Eleven). W porównaniu ze wspólnym europejskim projektem A.300 samolot BAC.1-13 ma być co najmniej mniejszy — jego ciężar całkowity ma wynosić 110 000 kG, a liczba miejsc pasażerskich 220. Sa-



molot będzie napędzany dwoma zabudowanymi na ogonowej części kadłuba trójwałowymi silnikami wentylatorowymi Rolls-Royce RB.211 o



ciągu ok. 16 000 kG. Przy prędkości przelotowej $Ma = 0,8$, maksymalny zasięg ma wynosić 3200 km. Do startu i lądowania mają wystarczać pasy startowe 1800—2100 m. Kadłub o średnicy 6 m pozwala na umieszczenie w kabine pasażerskiej do 9 foteli w rzędzie z dwoma przejściami między fotelami.

W.K.

Projekt samolotu transportowego STOL

W ramach programu LIT (Light Intra-theater Transport) firma North American Rockwell opracowała projekt samolotu transportowego krót-



kiego startu i lądowania o ciężarze całkowitym ok. 56 700 kG i udźwigu ok. 17 500 kG. Napęd samolotu stanowią cztery wytwornice gazu General Electric GE.1-10, które wprawiają w ruch cztery wentylatory o średnicy 1,90 m. Wentylatory są zabudowane bezpośrednio pod wytwornicami gazu i są napędzane za pomocą umieszczonych na obwodzie wieńców turbinowych. Stosunek wydatku powietrza przez wentylatory do wydatku powietrza przez wytwornice wynosi 12 : 1, ciąg każdego silnika (zespołu wytwornica-wentylator) 7700 kG. Strumienie wentylatorowe opływają trójszczelinowe kłapy, które umożliwiają skrócony start i lądowanie (długość startu na wysokość 15 m ma wynosić 300 m). Cywilna wersja samolotu mogłaby przewozić ok. 160 pasażerów.

W.K.

Japoński samolot-amfibia Shin Meiwa

Na uzbrojenie lotnictwa japońskiej marynarki wojennej wprowadza się samolot-amfibię Shin Meiwa PX-S. Samolot jest napędzany czterema — budowanymi z licencji — turbino-

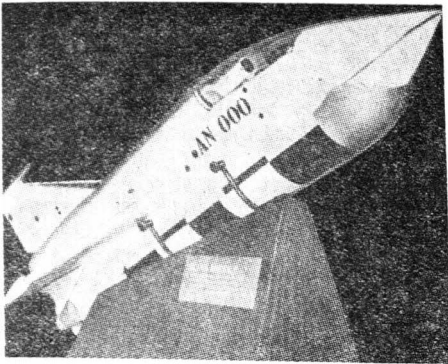


wał Electric T64-IHI-10 o mocy 2850 eKM, z trójpłatowymi śmigłami Hamilton Standard 63E60-15. Jeden silnik turbinowy General Electric T58-IHI-8B o mocy 1250 eKM — również budowany w Japonii z licencji — służy do zasilania układu sterowania warstwą przysięnną. Wersja samolotu przeznaczona do zwalczania okrętów podwodnych jest uzbrojona w cztery torpedy z głowicami samonaprowadzającymi, w sześć rakiet 127 mm i cztery bomby 150 kG. Firma Oki Electric dostarczyła urządzenie Sonar o zasięgu ok. 30 km.

W.K.

Samolot-robot do zwalczania okrętów podwodnych

Angielska marynarka wojenna zamierza wprowadzić w najbliższym



ma Lockheed opracowuje obecnie wstępne projekty 30-miejscowego śmigłowca pasażerskiego z dodatkowym ciągiem (zwanego również śmigłowcem sprzężonym) CL-1026 — rys. 1. Projektowany śmigłowiec ma giroskopowo stabilizowany sztywny wirnik nośny, śmigło pchające i śmigło do wyrównowania momentu obrotowego. Napęd stanowią dwa silniki turbinowe General Electric T64 o mocy 3500 KM, dzięki którym śmigłowiec ma osiągać prędkość przelotową 370 km/h. Ciężar całkowity śmigłowca wynosi 10 400 kG, zasięg z pełnym obciążeniem 400 km.

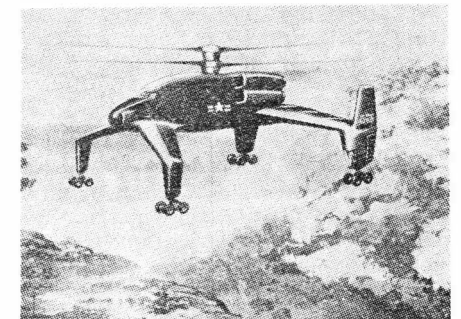
czony na trasy o długości ok. 370 km. Jego ciężar całkowity ma wynosić 27 000 kG, prędkość przelotowa 425 km/h, a bezpośrednie koszty jednostkowe 2,5 centa na pasażera i kilometr.

W.K.

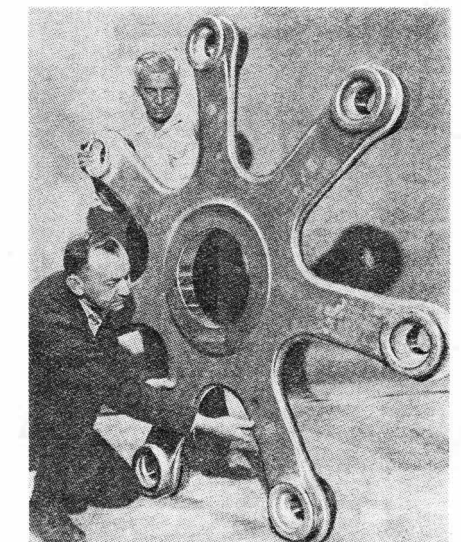
Projekt latającego dźwigu z wirnikiem ABC

Załączony rysunek przedstawia jeden z projektów nowoczesnego śmigłowca-dźwigu firmy Sikorsky. Śmigłowiec ma podwójny sztywny wirnik ABC (Advanced Blade Concept), który umożliwia osiąganie stosunkowo dużych prędkości lotu. Napęd stanowią cztery silniki turbinowe. Kabina operatora mieści się w jednym ze wsporników podwozia, co zapewnia operatorowi dobrą widoczność w czasie podnoszenia i przewożenia ładunku.

Projekt śmigłowca został prawdopodobnie opracowany w ramach programu HLH (Heavy-Lift Helicopter), w którym uczestniczą trzy rodzaje broni i który ma być również dostosowany do zadań cywil-



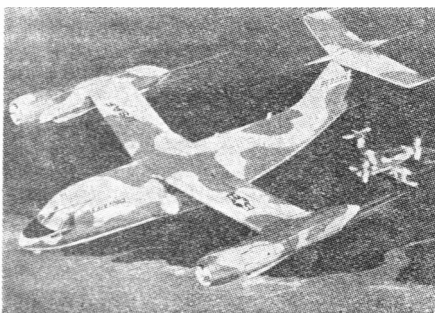
nych. Firma Sikorsky uczyniła już w tym kierunku pierwszy krok budując cywilną wersję latającego dźwigu S-64 „Skycrane”. Dla zilustrowania problemów technologicznych budowy tego rodzaju śmigłow-



czasie zdalnie sterowane za pomocą radia i radaru samoloty-roboty „Ikara” do zwalczania okrętów podwodnych. Samolot będzie uzbrojony w torpedę samonaprowadzającą, która będzie zrzucona w bezpośredniej bliskości wykrytego okrętu podwodnego. Został on zaprojektowany w Australii, a firma Hawker Siddeley Dynamics przystosowała go do wymagań marynarki angielskiej. Samolot „Ikara” jest przewidziany jako uzbrojenie niszczyciela „Bristol”, a także fregat klasy Leander.

W.K.

Projekt samolotu ratowniczego pionowego startu

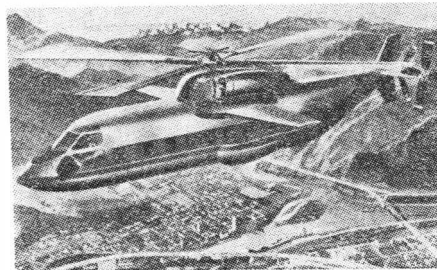


Firma Boeing-Vertol zaprojektowała szybki samolot ratowniczy mogący startować i lądować pionowo. Na końcach skrzydła samolotu zabudowane są przechylny gondole z silnikami dwuprzepływowymi. Z wentylatorami silników sprzęgnięte są składane wzdłuż gondol łopaty wirników nośnych. W czasie startu i lądowania gondole są ustawione pionowo, a silniki pracują jako silniki wałowe napędzając wirniki nośne. W locie poziomym łopaty wirników zostają złożone, a silniki pracują jako silniki odrzutowe.

W.K.

Projekt śmigłowców pasażerskich z dodatkowym ciągiem

Wykorzystując doświadczenia zdobyte w czasie budowy śmigłowca bojowego AH-56A „Cheyenne” fir-



1

W przypadku skróconego startu można uzyskać korzystniejsze wartości stosunku ciężaru handlowego do zasięgu. Przy starcie z rozbiegiem wynoszącym 150 m ciężar handlowy może być zwiększony o 900 kG; równocześnie zasięg wzrasta do 800 km, przy czym po 400 km lotu możliwe jest pionowe lądowanie. Przy starcie z rozbiegiem 600 m udźwig śmigłowca można zwiększyć o 2700 kG, tj. prawie dwukrotnie. Wprowadzenia śmigłowca do eksploatacji można oczekiwać na początku lat siedemdziesiątych.

Znacznie później mogłyby być zastosowane 95-miejscowy śmigłowiec Lockheed CL-879 „Air Commuter” o ciężarze całkowitym 36 000 kG. Do napędu przewiduje się cztery silniki o mocy 3000 KM zabudowane parami w dwóch gondolach pod skrzydłem lub trzy silniki o mocy 5000 KM. W tym drugim przypadku w jednej z gondol silnikowych mieściłby się obok silnika napędowego pomocniczy agregat pokładowy. Śmigłowiec ma wirnik nośny o średnicy 28,5 m, śmigło ogonowe i dwa śmigła napędowe zabudowane na gondolach silnikowych. Prędkość przelotowa ma wynosić 460 km/h, a maksymalna 560 km/h (przy o 20% zmniejszonej prędkości obrotowej wirnika nośnego).

Pod względem układu podobny jest do śmigłowca CL-879 projektowany przez firmę Sikorsky 65-miejscowy śmigłowiec S-65 (rys. 2), przezna-

2



ców załączono fotografię przedstawiającą tytanową odkuwkę piasty wirnika śmigłowca „Skycrane”.

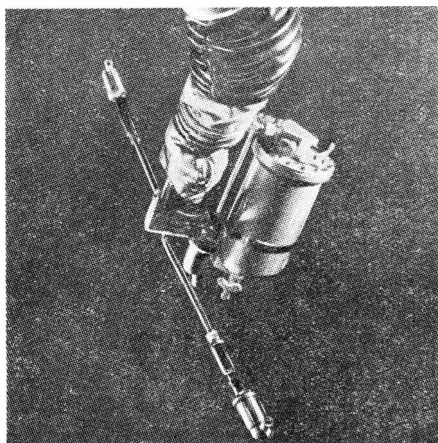
W.K.

Nowy napęd indywidualny dla astronautów

Firma Rocket Research Corporation opracowała na zlecenie NASA nowe podręczne urządzenie napędowe do sterowania położenia oraz kierunku i prędkości lotu astronauty znajdującego się na zewnątrz statku kosmicznego. Podczas gdy urządzenia tego typu stosowane przez astronautów w czasie realizacji programu „Gemini” pracowały na sprężonym azocie lub tlenie, materiałem pędym nowego urządzenia jest hydrazyna. Zapewnia ona dwukrotnie większy impuls jednostkowy w porównaniu z tym, który można uzyskać przy użyciu „zimnego” gazu.

Stosowania materiałów pędnych o większych impulsach jednostkowych unikano dotychczas ze względu na możliwość uszkodzenia skafandra astronauty przez gorący strumień wylotowy. W związku z tym w omawianym urządzeniu zastosowano mieszaninę hydrazyny z wodą. Mieszanina ta przepływa przez specjalny katalizator (opracowany przez firmę Shell), gdzie zostaje rozłożona — przy równoczesnym wydzielaniu ciepła — na azot, wodór, amoniak i parę wodną. Dzięki domieszce wody temperatura gazów wylotowych wynosi tylko 260 °C.

Zbiornik paliwa jest zamocowany na rękojeści urządzenia i po opróżnieniu może być wymieniony. Urządzenie jest zaopatrzone w trzy dysze wylotowe: dwie o ciągu po 0,45 kG znajdują się na końcach poprzecznego przewodu, trzecia o ciągu 0,90 kG jest umieszczona na rękojeści i działa w kierunku wstecznym. Dysze wylotowe zamontowane są na małych, cylindrycznych zbiorniczkach z katalizatorem. Dwa zawory — jeden wspólny dla dysz umieszczonych na końcach poprzecznego przewodu i drugi dla dyszy wstecznej — służą do otwierania i odcinania dopływu paliwa i są uruchamiane palcem.



Dzięki nowemu urządzeniu okres czasu, w którym astronauta będą mieli zapewnioną zdolność manewrowania w przestrzeni kosmicznej bez wymiany zbiornika, wzrośnie 6-krotnie w porównaniu z dotychczas uzyskiwanym okresem.

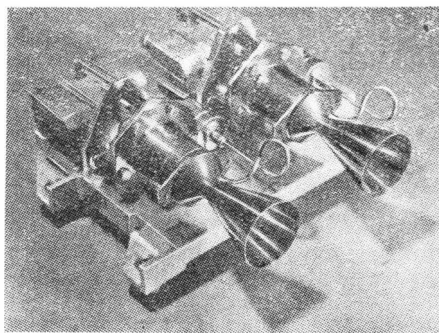
W.K.

Nowy typ silników do sterowania położenia pojazdów kosmicznych

Rakieta nośna amerykańskich sił powietrznych Martin „Titan” 3C, która służy do umieszczania na orbitach satelitów wojskowych, jest zaopatrzona w specjalny stopień nadający satelicie, przed oddzieleniem się ostatniego stopnia rakiety, bardzo dokładne położenie w przestrzeni. Ze względu na duży koszt satelitów wojskowych musiano zastosować do tego celu urządzenia o największej niezawodności.

W ostatnich dwóch latach coraz szersze zastosowanie jako materiał pędny małych silników raketowych znajduje hydrazyna. Przyczynił się do tego nowy katalizator firmy Shell, który prawie natychmiast rozkłada hydrazynę — przy równoczesnym podwyższeniu temperatury do 900 °C — na azot, wodór i amoniak. Poza tym zwłoka reakcji hydrazyny jest o 10 msek mniejsza niż materiałów pędnych składających się z utleniacza i paliwa.

Dzięki swym zaletom hydrazyna została zastosowana jako materiał pędny układu silników sterujących położeniem ostatniego stopnia rakiety „Titan” 3C. Układ ten składa się z 12 silników o ciągu po 11,4 kG,



przy czym na każdą z trzech osi przypadają cztery silniki podzielone na dwie grupy po dwa silniki (patrz fotografia). Osiem silników osi pionowej i poprzecznej poza sterowaniem położenia służy również do nadawania członowi niewielkiego przyspieszenia w kierunku osi podłużnej. Ma to na celu spowodowanie gromadzenia się paliwa na dnie zbiornika głównego silnika ostatniego stopnia rakiety, zanim nastąpi zapłon silnika w przypadku przeprowadzania korektury prędkości lotu. Katalizator znajduje się

w cylindrycznej komorze spalania silnika. Dopływ hydrazyny jest sterowany uruchamianym elektrycznie zaworem. Dla zwiększenia niezawodności każdy silnik jest zaopatrzone w dwa równoległe włączone zawory.

Firma Rocket Research Corp. w Seattle, która przoduje w dziedzinie silników raketowych na hydrazynę, otrzymała od firmy Martin zamówienie na rozwój i produkcję większej liczby silników tego typu. Obecnie firma dysponuje silnikami o ciągu od 0,09 do 136 kG.

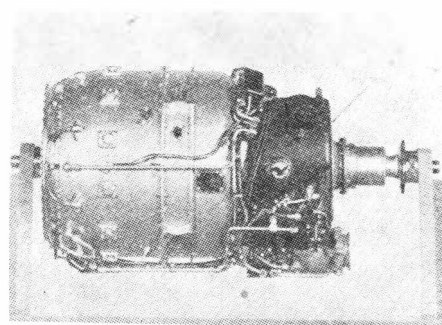
W.K.

Prace doświadczalne w dziedzinie silników śmigłowcowych

Układy napędowe, będące w każdym przypadku najważniejszym czynnikiem postępu w lotnictwie i astronautyce, odegrały decydującą rolę w przyszłym powodzeniu lub niepowodzeniu zarówno wojskowych jak i cywilnych koncepcji samolotów V/STOL. Główne wymagania w stosunku do silników samolotów V/STOL to: małe jednostkowe zużycie paliwa i mały ciężar. Ważną rolę w rozwoju układów napędowych V/STOL odgrywa amerykańska armia lądowa, która jest odpowiedzialna za postęp w dziedzinie śmigłowców. Należy się spodziewać, że szereg nowych rozwiązań w konstrukcji silników śmigłowcowych znajdzie zastosowanie również w napędach samolotów VTOL, V/STOL i samolotów konwencjonalnych.

W sierpniu 1967 r. firmy Pratt and Whitney i General Electric otrzymały od Army Aviation Materiel Laboratories zlecenie na zaprojektowanie, budowę i 100-godzinną próbę doświadczalnych silników z oddzielną turbiną napędową o mocy „wojskowej” 1500 KM. Silniki te będzie można prawdopodobnie modelować w dół do mocy 1200 KM i w górę do mocy 3000 KM. Zgodnie z wymaganiami zleciodawcy nowe silniki mają wykazywać w porównaniu z silnikami Lycoming T53 i General Electric T58 o 40% mniejszy ciężar jednostkowy, o 20—25% mniejsze jednostkowe zużycie paliwa w warunkach startowych i o 25—30% mniejsze jednostkowe zużycie przy 60—65% mocy startowej. Wymaga się również małego spadku

1



mocy z wysokością i temperaturą otoczenia.

Silnik zaprojektowany przez firmę Pratt and Whitney i noszący oznaczenie ST9 ma dwustopniową odśrodkową sprężarkę oraz integralny układ olejowy z filtrem, chłodnicą i zbiornikiem (rys. 1). Silnik jest zaopatrzony we wzniarki umożliwiające kontrolę wizualną sprężarki, turbin i komory spalania bez demontażu silnika. Do obsługi silnika w warunkach polowych potrzebne są tylko dwa klucze ręczne i jeden klucz dynamometryczny, ponieważ nakrętki i sworznie wszystkich kołnierzy są identyczne.

Silnik General Electric GE12 został zaprojektowany przy podobnych założeniach, jakkolwiek różni się układem konstrukcyjnym.

Przypuszcza się, że wydatek powietrza nowych silników będzie wynosił 2—4 kG/sek, spręż będzie bliski wartości 20 : 1, a temperatura przed turbiną przekroczy 1100 °C.

Następnym etapem w rozwoju silników śmigłowych mają być silniki o zakresie mocy od 800 do 2000 KM, wydatku powietrza od 0,9 do 2,2 kG/sek, temperaturze przed turbiną 1250—1350 °C i ciężarze jednostkowym 0,09 kG/KM. Jakkolwiek nie ulega wątpliwości, że budowa takich silników przedstawia b. duże trudności, armia amerykańska uważa prace w tej dziedzinie za jak najbardziej celowe.

Już obecnie prowadzi się prace rozwojowe obejmujące:

— Łożyska gazowe. Prace nad tym zagadnieniem powierzono firmie Me-

chanical Technology. Są już one na ukończeniu.

— Naddźwiękowe sprężarki osiowe. Firma Curtiss-Wright otrzymała zamówienie na zaprojektowanie, budowę i badania jednostopniowej sprężarki osiowej o sprężu 2,8 : 1, sprawności 82% i wydatku 1,8 kG/sek (rys. 2). W czasie prób sprężarki uzyskano założony spręż, nie osiągnięto natomiast wymaganej sprawności. Zamierza się prowadzić dalsze badania sprężarki.

— Przydźwiękowe sprężarki osiowe. Firma Continental Motors Corp. rozwija dwustopniową przydźwiękową sprężarkę osiową. Osiągnęła ona obliczeniowy spręż, lecz sprawność okazała się mniejsza od przewidywanej, w związku z czym sprężarkę zmodyfikowano z zamiarem prowadzenia dalszych prób.

— Sprężarki odśrodkowe. Firma General Electric realizuje nową koncepcję sprężarek osiowych polegającą na tym, że powietrze rozpręża się w naddźwiękowym ułotkowaniu umieszczonym na wirniku, następnie w naddźwiękowym dyfuzorze, a w końcu w dyfuzorze poddźwiękowym. Nad sprężarkami odśrodkowymi pracuje również firma Boeing, która zbudowała jednostopniową sprężarkę o sprężu 10 : 1. Sprawność tej sprężarki okazała się jednak zbyt mała. Prace firmy Boeing są częścią programu, którego celem jest zbudowanie w 1985 r. małej sprężarki mieszanej z jednym stopniem osiowym i jednym odśrodkowym o sprężu 20 : 1 i dużej sprawności.

— Komory spalania. Firma Curtiss-Wright opracowuje komorę spalania z transpiracyjnie chłodzoną komorą żarową, o wydatku powietrza 0,9 kG/sek, stratach ciśnienia całkowitego poniżej 3%, sprawności spalania 98,5% i temperaturze na wylocie (przed turbiną) 1750 °C.

— Turbiny z łopatkami wirnikowymi chłodzonymi w sposób transpiracyjny. Jedna z takich turbin pracowała przy temperaturze prawie 1400 °C.

tegrowany układ nawigacyjny o wymiarach 7,6 × 7,6 × 27,9 cm i ciężarze 1,7 kG. Układ ten noszący oznaczenie AVN-210 obejmuje odbiornik nawigacyjny VHF, odbiornik toru podejścia, odbiornik markerów, przetwornik VOR/LOC, sterowanie kursu za pośrednictwem automatycznego pilota, urządzenie samokontrolne i konieczne wskaźniki. Układ jest zasilany prądem o natężeniu 0,3 A i napięciu od 11 do 32 V. Konstrukcja urządzenia jest typu „solid state”.

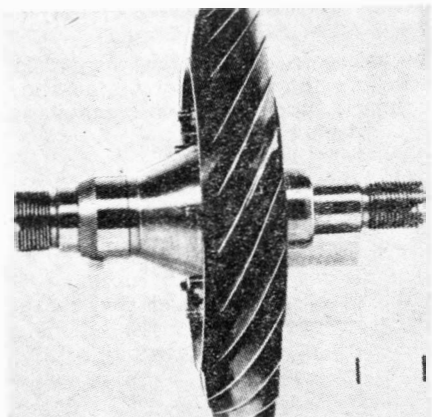
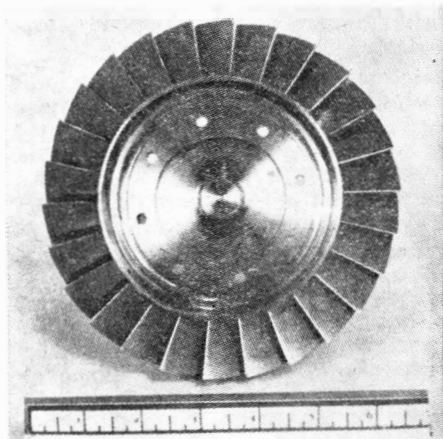
W.K.

Stal o granicy plastyczności 210 kG/mm²

Amerykańska firma Republic Steel Corp. produkuje stal Hi-Performance o granicy plastyczności 210 kG/mm² i wrażliwości na działanie karbu o 50% mniejszej niż innych stali o dużej wytrzymałości. Stal jest wytapiana w łukowych piecach próżniowych i dostarczana we wszystkich postaciach — jako kęsy, pręty, płyty, blachy, kształtowniki, rury i druty.

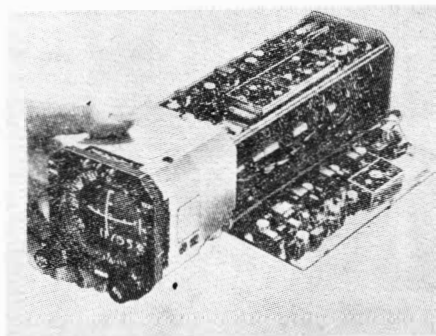
W.K.

2



Nowe urządzenie nawigacyjne

Angielska Firma RCA Aviation Equipment zbudowała całkowicie zin-



Prenumeratę

„TECHNIKI LOTNICZEJ

i ASTRONAUTYCZNEJ”

przyjmuje

Zakład Kolportażu

WCT NOT

Warszawa

ul. Mazowiecka 12

Nowe materiały narzędziowe

Ostatnio opracowano wiele materiałów łączących dobre własności konstrukcyjne i technologiczne. Nowe materiały są bardziej wytrzymałe i trwałe, a równocześnie łatwiej obrabialne i bardziej podatne na kształtowanie niż materiały dostępne przed kilku laty. Nowe materiały na ostrza przewyższają węgliki wolframu, materiały matrycowe są łatwo skrawalne, a równocześnie lepsze od dotychczasowych trudno skrawalnych, materiały konstrukcyjne mają dwukrotnie większą wytrzymałość przy dwukrotnie mniejszym ciężarze właściwym. O postępie w technice decydują w dużym stopniu materiały narzędziowe. Dlatego niezmiernie interesujący jest postęp w tej grupie materiałów.

W grupie stali szybko tnących opracowano materiał o bardzo dużej twardości wynoszącej około 70 HRC. Materiał ten stosowany na wszystkie narzędzia wielostrzowe i kształtowe zwiększa ich trwałość kilkunastokrotnie w porównaniu z dotychczasowymi stalami szybko tnącymi. Wypełnia on lukę między stalami szybko tnącymi a węglnikami spiekany. Obecnie w opracowaniu znajduje się nowy materiał tej grupy o twardości trzykrotnie większej od twardości super-twardej stali szybko tnącej omówionej wyżej. Nowy materiał jest kompozycją składu dotąd stosowanej stali szybko tnącej z dodatkiem tytanu i węgla dla utworzenia bogatej w węgliki tytanu warstwy zewnętrznej.

Podobnie opracowano materiał narzędziowy na osnowie kobaltu o wytrzymałości na rozciąganie około 280 kG/mm², tj. większej od dotąd osiągniętych o przeszło 100 kG/mm².

Rozwojową wersją węglików spiekanych są spiekane węgliki tytanu. Narzędzia z nich wykonane są zdecydowanie lepsze od dotychczasowych zarówno przy obróbce stali, jak i żeliwa. Węgliki tytanu są właściwie cermetami, tj. spiekami ceramiczno-metalowymi, przy czym materiałem łączącym węgliki jest nikiel i molibden. Nowy materiał odznacza się większą twardością na gorąco, większą odpornością na ścieranie i mniejszą chemiczną powinowatością do wiórów stalowych i żeliwnych. Są to podstawy zwiększonej trwałości. Przy dotychczasowej prędkości skrawania można stosować obróbkę bez chłodzenia. Ponadto narzędzia z tego materiału dają gładszą powierzchnię obrabianą. Wzrost trwałości narzędzi z węglików tytanu w stosunku do węglików wolframu pokazany jest na rysunku.

Uczni pracują obecnie nad materiałami narzędziowymi, które będą ulepszoną wersją spieków. Różnicą zasadniczą jest zastąpienie spoiwa kobaltowego czy niklowego spoiwem z metali ognioodpornych. Jedną z opracowanych wersji, spoiwo o dużej zawartości niobu z 15% dodatkiem niklu, łączące ziarenka węglików wolframu i tytanu, dało materiał o twardości 93—94 HRA. Węgliki te umożliwiają skrawanie stali hartowanych z dużymi prędkościami. Materiały te nie są jeszcze dostępne w handlu. W dalszym ciągu prowa-

dzone są badania w kierunku ulepszenia spieków. Na warsztacie badawczym znajdują się węgliki, azotki, borki i tlenki takich materiałów, jak krzem, cyrkon, tantal i bor. Największe nadzieje wiąże się z kompozycją 60% azotku tantalu i 40% dwuborku cyrkonu. Próby toczenia przeprowadzone na stali stopowej ulepszonej do 53 HRC wykazują zdecydowaną przewagę nowych spieków nad spiekami węglików wolframu, tytanu i tlenków aluminium. Wadą dotąd nie usuniętą nowego materiału jest jego mała wytrzymałość i brak odporności na uderzenia. Uniemożliwia to skrawanie przerywane i zgrubne z zastosowaniem ciężkich warunków obróbki.

Podobny postęp i poszukiwania notuje się w materiałach matrycowych. Idealnym materiałem byłby materiał łatwoskrawalny, łatwo obrabialny cieplnie, umożliwiający uzyskanie dużej twardości i o dużej trwałości eksploatacyjnej. Wymagania te dotąd nawzajem się wykluczały. Ostatnio jednak odnotowuje się duże sukcesy na drodze uzyskania „idealnego” materiału matrycowego do pracy na zimno i gorąco. Z połączenia stali A2 i H13 powstał materiał o nazwie Koncor, który można stosować do pracy na zimno i na gorąco. Stosowany na matryce kuźnicze trzykrotnie przewyższa trwałością poprzedni materiał przy kuciu łopatek turbinowych i części ze stopów żaroodpornych stosowanych w statkach kosmicznych. Inne wersje nowo opracowane przewyższają trwałością klasyczne materiały matrycowe i stale szybko tnące kilkunastokrotnie.

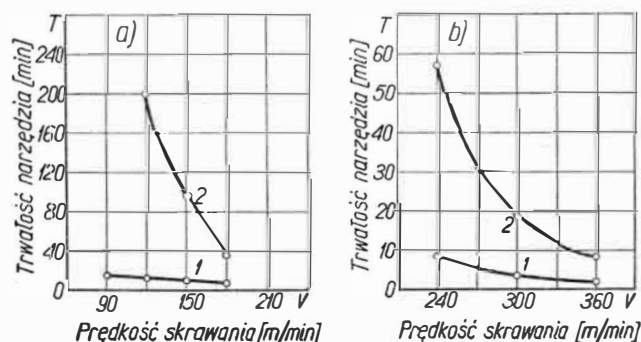
Szerokim frontem do grona materiałów narzędziowych wkraczają stale stabilizowane, opracowane początkowo dla celów rakietowych, lotniczych i statków kosmicznych. Zasadnicze zalety tych materiałów to łatwa obróbka cieplna — stabilizacja, łatwa regeneracja form i wprowadzenie poprawek — po napawaniu wystarcza stabilizacja w temperaturze 500 °C w ciągu 8 godzin, aby uzyskać pełną twardość i wytrzymałość. Główną zaletą jest jednak kilkakrotnie większa wytrzymałość w stosunku do materiałów tradycyjnych.

Najnowszymi materiałami narzędziowymi są metale ognioodporne, a zwłaszcza: niob, tantal, molibden i wolfram. Dwa pierwsze są miękkie, ciągliwe i łatwe w obróbce. Reagują z tlenem w wysokich temperaturach. Molibden i wolfram są trudniejsze w obróbce, a nie reagują z tlenem i mają dużą wytrzymałość w wysokich temperaturach. Jednym z zastosowań są formy odlewnicze (kokile) — zwłaszcza do stali nierdzewnych i brązów.

Innymi materiałami, które od zastosowań lotniczych przeszły w sferę materiałów narzędziowych są materiały: żaroodporne A286, 901, V57 i 718. Ich obecne zastosowanie to matryce do wyciskania brązu, kokile, wkładki matrycowe itp. Są to materiały droższe od dotychczasowych stali matrycowych do pracy na gorąco, ale za to zachowują dużą wytrzymałość w zakresie temperatur 650 °C do 800 °C. Trwałość form i matryc z tych materiałów jest kilkakrotnie większa od dotychczasowych.

Ogólną tendencją w zakresie materiałów narzędziowych jest zwiększenie ich odporności na temperaturę i ścieranie oraz udarności, twardości i wytrzymałości. Równolegle występuje druga tendencja — polepszenia własności technologicznych materiałów konstrukcyjnych, czego ilustracją mogą być stale nierdzewne i inne metale dobrze skrawalne dzięki ściślejszej kontroli składu i dodatkowi takich pierwiastków jak ołów i telur. Ostatnim odkryciem na tej drodze są materiały superplastyczne, które można na gorąco rozciągać do długości setki razy większej od długości wyjściowej, bez wystąpienia pęknięć. Wyprodukowanym już materiałem tej grupy jest stop stali nierdzewnej o dużej wytrzymałości.

Wykres trwałości ostrzy: 1 — węgliki wolframu, 2 — węgliki tytanu; a) obróbka zgrubna, b) obróbka wykończająca



Urządzenie fotograficzno-retransmisyjne pojazdów kosmicznych „Lunar Orbiter“

Jak wiadomo, głównym zadaniem amerykańskich pojazdów kosmicznych typu „Lunar Orbiter” było dostarczenie dokładnych obrazów powierzchni Księżyca w celu umożliwienia wyboru rejonów najdogodniejszych do lądowania załogowych statków kosmicznych. Z zadania tego wywiązały się one doskonale, gdyż nie tylko umożliwiły wybór pięciu takich rejonów, ale także dostarczyły niezwykle dokładnych obrazów całej powierzchni Księżyca, na których wykryto wiele nie znanych wcześniej rodzajów formacji, co ogromnie posunęło naprzód wiedzę o Księżycu.

Rezultat ten uzyskano przede wszystkim dzięki nieprzeciętnie dobrej jakości umieszczonego w tych pojazdach urządzenia fotograficznego. Składało się ono z dwóch obiektywów fotograficznych.

Pierwszy z nich typu Xenotar miał średnicę 14 mm i odległość ogniskową 80 mm, czyli siłę światła 5,6. Obiektyw ten dawał obrazy szerokokątne umożliwiające uzyskanie z wysokości 46 km obrazu terenu o wymiarach 32 na 47 km (przy pionowo w dół zwróconym wizjerze). Na obrazach tych można było rozróżnić obiekty o wymiarach 7 m.

Drugi obiektyw Paxoramic miał średnicę 109 mm i odległość ogniskową 610 mm, czyli siłę światła również 5,6. Umożliwiał on oczywiście dojrzenie znacznie mniejszych obiektów o wymiarach 0,9 m — ale jednocześnie obejmował obserwacją mniejszy fragment terenu, gdyż w identycznych jak wyżej warunkach miał on wymiary tylko 4,2 na 16,4 km, tzn. powierzchnię równą tylko 5% powierzchni odfotografowywanej przez obiektyw szerokokątny.

Oba obiektywy rzutowały obraz równocześnie na specjalną drobnoziarnistą taśmę filmową typu SO-243 stosowaną w aerofotogrametrii, o szerokości 70 mm, odznaczającą się dużą zdolnością rozdzielczą, małą wrażliwością na zaświecenie przez promieniowanie jonizujące, ale zarazem i stosunkowo małą czułością na światło. Taśmę, jak i całe urządzenie obserwacyjne wykonała znana firma fotograficzna Eastman Kodak. Zależnie od aktualnych warunków świetlnych fotografii naświetlane były 1/25, 1/50 lub 1/100 sekundy, czyli stosunkowo dość długo. Zaistniała więc konieczność wyposażenia kamery fotograficznej w specjalne urządzenie przesuwające film w czasie ekspozycji w kierunku zgodnym z kierunkiem ruchu obrazu, aby zapobiec powstawaniu obrazów poruszonych, gdyż pojazdy „Lunar Orbiter” poruszały się w periselenium swych orbit z prędkościami rzędu 2 km/sek. Urządzenie to samoczynnie analizowało aktualną prędkość ruchu obrazu na kliszy i stosownie do tego regulowało prędkość ruchu filmu podczas ekspozycji.

Cały zapas filmu miał długość 79 m i umożliwiał wykonanie 212 podwójnych fotografii. (Para fotografii zajmowała 29 cm długości kliszy, ale między nimi istniały pewne odstępy, a jednocześnie nie cała długość taśmy mogła być wykorzystana).

Na obrzeżu taśmy naświetlane były na Ziemi przed lotem znaki umożliwiające wyznaczenie obiektywnej intensywności zaświecenia kliszy i obiektywnej wartości zdolności rozdzielczej. Do fotografowania Księżyca wykorzystywano więc tylko 57,2 mm szerokości taśmy.

Ze względu na konieczność wywoływania i utrwalania naświetlonych fotografii całe urządzenie obserwacyjne „Lunar Orbitera” zamknięte było w jajowatego kształtu hermetycznej obudowie wypełnionej ga-

zem. Otwory obserwacyjne zamknięte były szczelnymi oknami wykonanymi z kwarcu, które w chwilach, gdy aparat nie wykonywał fotografii zabezpieczone były blaszanymi osłonami.

Istotną trudność nastroczało wywoływanie i utrwalanie filmu. Zastosowano w tym celu opracowany przez firmę Kodak półsuchy pojedynczy proces chemiczny o nazwie „Bimat”. W czasie tego procesu powierzchnia taśmy filmowej stykała się z taśmą, na którą naniesiona była odpowiednia substancja chemiczna zawarta w żelatynowym rozpuszczalniku. (W praktyce polegało to na równoczesnym powolnym przewijaniu obu taśm przez tę samą rolkę). Proces chemiczny trwał kilka minut. Po przejściu przez urządzenie wywołująco-utrwalające taśma filmowa była suszona w małej elektrycznej suszarce.

Ostatnią niezmiernie ważną operacją stanowiło przekształcanie naświetlonych fotografii w nadające się do przesłania drogą radiową na Ziemię impulsy elektryczne.

W tym celu taśma filmowa była prześwietlana promieniem świetlnym o średnicy zaledwie 0,005 mm. Promień ten powstawał w ten sposób, że na powierzchnię wirującego bębna pokrytego luminoforem skierowywano b. wąską wiązkę elektronów uzyskując w ten sposób punktowe źródło światła o jednolitej intensywności i barwie. Strumień elektronów przemieszczano przy tym wzdłuż bębna. Uzyskiwany w ten sposób wędrujący promień świetlny skierowywany był przez soczewkę na kliszę. Prześwietlanie kliszy odbywało się w następujący sposób.

Poszczególne poziome „wiersze” przebywane przez promień świetlny miały długość 2,5 mm i oddalone były od siebie zaledwie o 0,004 mm, czyli na całej szerokości taśmy mieściło się około 17 000 wierszy. Prześwietlenie jednej klatki (o wymiarach 2,5 × 70 mm) trwało 22 sekundy. Prześwietlający promień świetlny przebywał w tym czasie 42,5 m. (Łatwo stąd można obliczyć, że dla prześwietlenia pary fotografii trzeba było 43 minuty).

Przenikający przez kliszę promień świetlny ulegał oczywiście osłabieniu w stopniu zależnym od intensywności zaświecenia kliszy. Promień ten dostając się do komórki fotoelektrycznej (fotopowielacza) wzbudzał w niej prąd elektryczny o zmieniającym się natężeniu, który modulował z kolei falę o częstotliwości radiowej wysyłaną w kierunku Ziemi przez nadajnik. Sygnał ten po odbiorze na Ziemi przez anteny specjalnej sieci łącznościowej i po wzmocnieniu przekształcany był w promień świetlny o zmiennej intensywności naświetlający w analogiczny sposób taśmę filmową w laboratorium naziemnym. (Stosowano w tym celu taśmę o szerokości 35 mm i uzyskiwano na drodze elektronicznej 7,5-krotne powiększenie obrazu).

Całe urządzenie obserwacyjno-retransmisyjne pojazdu kosmicznego „Lunar Orbiter” miało masę 68 kg (podczas gdy cały aparat miał masę 385 kg, z czego 119 kg przypadało na zawartą w nim substancję odrzutową dla głównego silnika raketowego i silników sterowniczych).

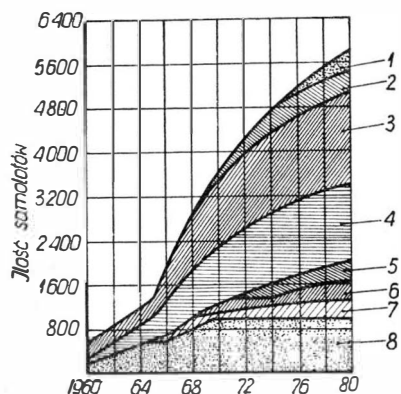
Warto to dodać, że „Lunar Orbiter” był pierwszym amerykańskim naukowym pojazdem kosmicznym, na którym zastosowano fotograficzne urządzenie obserwacyjne, gdyż w innych pojazdach stosowano urządzenia elektroniczne typu radioteleautograficznego.

Przewidywania rozwojowe transportu lotniczego

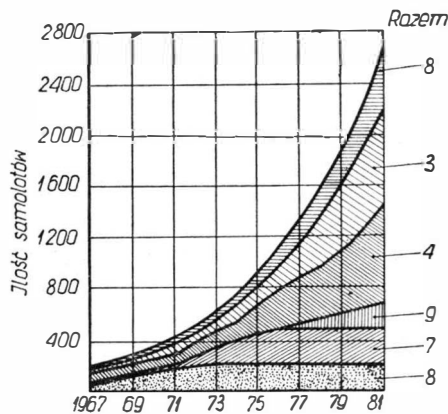
Analiza statystyczna wszystkich gałęzi transportu wykazuje największą dynamikę rozwojową w transporcie lotniczym. Jakkolwiek lotnictwo nie zajmuje jeszcze znaczącej pozycji w pracy przewozowej, to jednak następne dziesięciolecie przyniesie w tym względzie zasadnicze zmiany. Dotyczy to w równej mierze przewozów pasażerskich i towarowych.

taboru lotniczego oraz jego zmiany ilościowe i jakościowe przeprowadzone przez koncern Douglasa. Zagadnienie to nie jest nowością, a założone prognozy nie grożą zatłoczeniem w „oceanie powietrznym”. Wraz z rozwojem samolotu transportowego, a głównie jego funkcjonalności wynikającej ze wzrostu prędkości, odpowiednio rozbudowuje się sieć lotnisk oraz ich

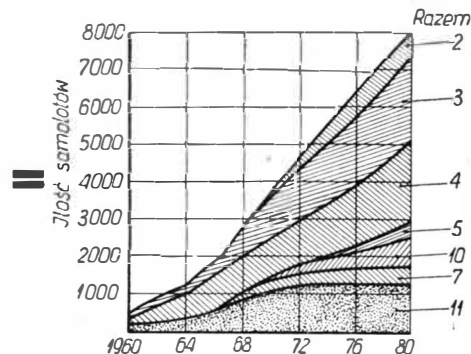
Światowe przewidywania rozwojowe samolotów pasażerskich



Światowe przewidywania rozwojowe samolotów towarowych



Łączne światowe potrzeby samolotów pasażerskich i towarowych



1 — liczba samolotów, 2 — samoloty o dużej ładowności — autobusy powietrzne, 3 — samoloty Douglas DC-8 serii 60, 4 — samoloty odrzutowe o bardzo dużej ładowności, 5 — samoloty naddźwiękowe, 6 — samoloty średniego zasięgu o dużej ładowności, 7 — samoloty małego zasięgu, 8 — małe samoloty odrzutowe, 9 — samoloty V/STOL średniego zasięgu, 10 — rozwojowe samoloty odrzutowe o dużej ładowności, 11 — razem, 12 — samoloty odrzutowe o bardzo dużej ładowności

Prognozy rozwojowe transportu lotniczego wyznaczają również zadania rzeczowe dla przemysłu lotniczego. Szczegółowe badania w zakresie potrzeb zarówno sprzętowych, jak i infrastruktury, przeprowadzono w wielu instytutach lotniczych, przedsiębiorstwach przemysłu lotniczego oraz w przedsiębiorstwach transportu lotniczego. W badaniach tych uwzględniono szereg czynników, a przede wszystkim analizę rozwijającego się rynku lotniczego: pasażerskiego i towarowego.

Na wykresach przedstawione zostały prognozy rozwoju

zdolność do zabezpieczenia operacji startu i lądowania. Różnorodność właściwości technicznych samolotu wymaga również rozdzielenia ruchu w relacjach międzynarodowych (długodystansowych, gdzie wprowadzony zostanie samolot głównie naddźwiękowy) oraz w innych przedziałach odległości od ruchu np. krajowego. Takie przewidywania rozwojowe wymagają szczególnie gruntownych badań kompleksowych w transporcie lotniczym. Właściwy jednak cel może być osiągnięty przez połączenie badań technicznych i ekonomicznych.

Oprac. B.D.

POMOCE KONSTRUKTORSKIE „TECHNIKI LOTNICZEJ I ASTRONAUTYCZNEJ”

Pomoc inżyniera prób w locie

Dokończenie z nru 1/68 —>

ZAWADZKI A.
Apollo Application Program

629.19(73)

Apollo Application Program is based upon arrangements and experiences of the Apollo lunar manned flight programme. Its target is the building in seventieth years the manned orbital laboratories — that will be used for long duration space investigations — and extensive Moon exploration using Apollo vehicles and arranging on the Moon the scientific station. In the paper the main programme data and planned missions in 1970—1973 are given.

STAFIEJ W.

629.135.15

Some problems of the actual glider technics

In the article some problems that the designer of modern, especially of high-performance, gliders has to solve are discussed. The advancements in this field of the aviation technics are showed. The aerodynamic requirements in regard to high-performance gliders and resulting construction and strenght problems are mentioned, the methods of manufacture of wooden and laminate gliders are described and the importance of the exact reproduction of wing aerofoil geometry is emphasized. The kinds of glider prototype tests are discussed in short.

WOLANSKI P.

533.6.071.8

Shock tubes and tunnels

The shock tubes and tunnels enable the investigation of phenomena occuring in flows of high velocities, high pressures and high temperatures. Choosing properly the gasdynamic parameters it is possible to create in these arrangements the transient hypersonic flows that are used to investigating the processes developed in hypersonic flights and during reenter of space vehicle in the atmosphere or to investigating the fundamental chemical and physical phenomena. In the article the principles of operation and construction of the shock tubes and tunnels and the kinds of the investigations carried-out by the use of these arrangements are described.

WILANOWSKI W.

629.138.5

The exploitation characteristics of the TU-134 aircraft in comparison with the characteristics of other aircraft in the same class

The technical data of the TU-134 jet passenger aircraft are given and the comparison — using the tables and maps — of this aircraft with other aircraft in the same class in regard to dimensions, weights, cruise speed, ratio of total aircraft weight to trust to transport capability, block times and speeds, take-off and landing lengths and flight distances is made.

KONIUSZEWSKI J.

656.7(438)

**40 years of the polish passenger aviation
Polskie Linie Lotnicze „LOT” in 1945—1968**

In the paper the restitution of the polish passenger aviation after second world war and its development in 1946—1968 is presented. The activity of the Polskie Linie Lotnicze „Lot” in this period is illustrated by the chart of their airways net and by the table of their exploitation results. The passenger aircraft exploited by the PLL „Lot” in 1944—1968 are described and the table containing the aircraft principal data is included.

WIŚLICKI B.

662.75:621.454.001.57

The assessment of the kerosene fuels for turbine engines using laboratory combustion chambers

In the article the small and medium size laboratory combustion chambers are described and the kinds of the investigations carried-out by the use of these chambers for the assessment of exploitation properties of the kerosene fuels for turbine and ram-jet engines are presented. This article is a continuation of the previous article concerning the tests of aviation fuels by the use of miniature laboratory combustion chambers.

Co piszą inni...

Dzisiejszy przegląd prasy poświęcamy publikacjom problemów humanizacji pracy. Pragniemy zwrócić uwagę naszych Czytelników na wagę, jaką sprawom ochrony, bezpieczeństwa i higieny pracy przywiązują Partia, Rząd i Związki Zawodowe.

W uchwale V Zjazdu znajduje się stwierdzenie, że „w rozwoju działalności socjalnej zapewnić należy pierwszeństwo problemom bezpieczeństwa, higieny pracy oraz opieki zdrowotnej”.

Artykuł wstępny „Uchwały V Zjazdu Partii — drogowskazem działania” opublikowany w nrze 1 z 1969 „Ochrony Pracy” wskazuje na sposoby jak najskuteczniejszej działalności w zakresie bhp. Dalej czytamy: należy dalej rozszerzać front społecznego działania i lepiej wykorzystywać dotychczasowe formy i metody tego działania. Jak bowiem wykazały społeczne przeglądy warunków pracy, które okazały się skuteczną metodą zainteresowywania załóg pracowniczych sprawami bhp, mają one szansę stać się instytucją masowego udziału samych pracowników w ustalaniu potrzeb i realizacji zadań dotyczących poprawy warunków pracy.

W tym samym numerze Redakcja „Ochrony Pracy” zwraca się do wszystkich, zainteresowanych zagadnieniami ochrony pracy i zdrowia załóg pracowniczych, o współpracę, a więc nadsyłanie artykułów związanych tematycznie z profilem pisma, ciekawych wypowiedzi i materiałów informacyjnych, mogących dzielić się z Czytelnikami swoimi doświadczeniami, popularyzować dorobek swój i innych, ujawniać zło i jego przyczyny, wskazywać kierunki sprawnej i skutecznej działalności zmierzającej do tworzenia optymalnych warunków pracy oraz działalności profilaktycznej w walce z wypadkami i chorobami zawodowymi. Aby ułatwić to zadanie, Redakcja podaje zestaw tematów przewidzianych planem redakcyjnym na rok 1969.

Chcemy również zwrócić uwagę naszych Czytelników na inne czasopismo, a mianowicie dwumiesięcznik „Humanizm Pracy”. Zasadniczym kierunkiem pisma są zagadnienia socjologii, psychologii i psychohigieny pracy.

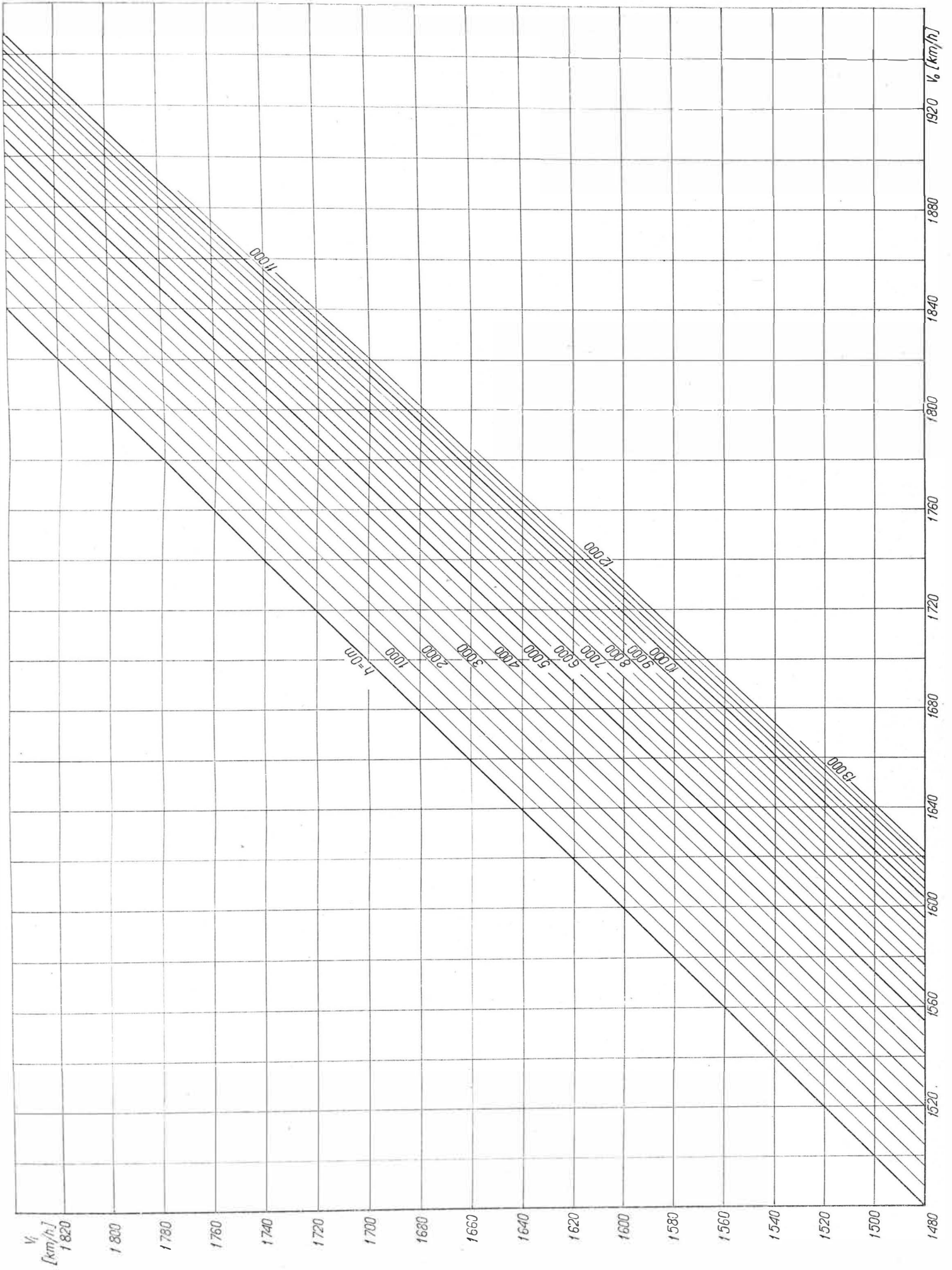
Aby zorientować w tematyce dwumiesięcznika, podajemy tytuły artykułów, które ukazały się w dwóch numerach z 1968 r. W nrze 1 znajdują się następujące pozycje: „Przemiany pracy ludzkiej” B. Suchodolskiego, „Na drodze do socjalistycznego humanizmu” Z. Kowalewskiego, „Problemy wychowania w środowisku pracy”. (Na marginesie powołania Komisji Działalności Wychowawczej w środowisku pracy CRZZ), „Rozmiary i przyczyny absencji nieusprawiedliwionej” (Z badań w jednym z zakładów przemysłu elektromaszynowego w Łodzi), Z. Wójcika, „Zadania pracowni psychologii i socjologii pracy przy zakładzie przemysłowym” (Na przykładzie doświadczeń FSO w Warszawie) J. Szybiaka, „Mistrzowie w zakładzie pracy” W. Bardeckiej-Kołodziejczyk, „Ocena pracownika” (Z doświadczeń Huty „Stalowa Wola”) J. Koziola.

W „Dziale z publikacji zagranicznych” znajdują się następujące pozycje: „Przewycięlenie rozczarowań”, „Badanie osobowości kierownika”, „Doskonalenie zawodowe i rola czynnika ludzkiego w wielkim przedsiębiorstwie”, „O niektórych sprawach informacji i łączności”, „Dobry kierownik ceni także niepomysłne wiadomości”, „Stany emocjonalne pracowników przemysłu”, „Pismomania czyli zalew „papierków”, „Absencja spowodowana pijaństwem”.

W nrze 2 z 1969 „Humanizm Pracy” znajdują się następujące pozycje:

„Hasło dobrej roboty” T. Kotarbińskiego, „Wspomaganie rozwoju osobniczego poprzez pracę” Z. Kowalewskiego, „Badania nad charakterem pracy i uczestnictwem w kulturze robotników przemysłowych” S. Kowalewskiej, „Przystosowanie do pracy absolwentów zasadniczych szkół zawodowych w warunkach przedsiębiorstwa budowlano-montażowego” K. Tausza, „Wpływ kwalifikacji zawodowych na stabilność pracy” T. Sieczyńskiego, „Nauczanie programowane a szkolenie kadry przemysłowej” A. Kisiela.

W dziale „Z publikacji zagranicznych” znajdują się następujące pozycje: „Wpływ stosunków międzyludzkich w małych zespołach na wydajność pracy i negatywne zjawiska pracy”, „Metody doskonalenia samodzielnych kadr kierowniczych”, „O zmianach systemu zarządzania w przemyśle brytyjskim”, „Techniki nauczania programowanego i ich wykorzystanie w szkoleniu”.



Z działalności Sekcji Lotniczej SIMP

1. Opierając się na uchwale Prezydium Zarządu Głównego SIMP Zarząd Sekcji Lotniczej ustalił termin Walnego Zgromadzenia Delegatów Sekcji na dzień 28 marca 1969 r. Zebranie odbędzie się w Domu Technika w Warszawie (w sali E); początek obrad o godz. 11.00 (II termin 11.30).

2. W dn. 13 stycznia br. Zarząd Główny SIMP zorganizował spotkanie przewodniczących i sekretarzy sekcji naukowo-technicznych SIMP oraz redaktorów czasopism technicznych WCT NOT z przedstawicielami Zarządu Głównego: kol. kol. prof. Pelczyńskim i inż. Wawrzyniakim. Prócz reprezentantów 22 sekcji oraz redakcji w spotkaniu wzięło udział szereg osób z Biura Zarządu, na co dzień współpracujących z sekretarzami sekcji. Spotkanie — przy lampce wina i tortach — odbyło się w miłej, koleżeńskiejszej atmosferze, przy czym przedstawiciele Sekcji Lotniczej mieli możliwość omówić potrzebę działalności lotniczej w kraju — w ogóle, a w Sekcji Simpowskiej — w szczególności.

3. Na XXI Walnym Zjeździe Delegatów SIMP, który odbędzie się w maju br., najbardziej zasłużonym członkom stowarzyszeń zostaną wręczone odznaki honorowe NOT i SIMP oraz Dyplomy Uznania.

Przypominamy, że dla przyznania wyróżnień — oprócz aktywnej społecznej działalności kandydata — wymagane jest spełnienie następujących warunków:

- Srebrna Odznaka Honorowa NOT — pełnienie co najmniej przez 5 lat obowiązków społecznych w organach NOT lub SIMP.

- Złota Odznaka honorowa NOT — przynajmniej 8-letnia działalność w ogniwach organizacyjnych NOT lub SIMP i posiadanie Srebrnej Odznaki NOT.

- Odznaka Honorowa SIMP — co najmniej 10-letnia przynależność do tego Stowarzyszenia.

4. Z okazji Walnego Zjazdu Delegatów SIMP, podobnie jak w latach ubiegłych, przyznane zostaną nagrody SIMP za działalność w zakresie postępu technicznego.

Do nagród tych pretendować będą:

- nowe ważne rozwiązania konstrukcyjne i technologiczne,
- osiągnięcia w zakresie literatury i prasy naukowo-technicznej,
- całokształt działalności technicznej,
- specjalne zasługi w pracy simpowskiej.

Wnioski o przyznanie nagrody SIMP mogą obejmować prace już nagrodzone lub wyróżnione przez kierownictwo przemysłu lub inne czynniki. Zgłoszone prace muszą być wdrożone lub sprawdzone doświadczalnie.

Zarząd Sekcji Lotniczej SIMP skierował komunikat o nagrodach do wszystkich kół i oddziałów Sekcji prosząc o przeanalizowanie osiągnięć i zbadanie możliwości kandydowania do nagrody.

5. Uchwała uczestników Ogólnokrajowej Konferencji Naukowo-Technicznej na temat klejenia metali (zorganizowanej w październiku ub. r. przez Kolo Sekcji Lotniczej SIMP przy WSK Swidnik), której najważniejsze tezy podaliśmy w numerze 1/69 TLiA, przesłana została do Komitetu Nauki i Techniki.

Dyrekcja Wytwórn Sprzętu Komunikacyjnego kierując uchwałą do KNIT postuluje powołanie międzyresortowego zespołu koordynacyjnego do spraw klejenia metali.

6. W jednym z poprzednich zeszytów naszego czasopisma daliśmy relację o II Konferencji z dziedziny wytwarzania przepływowych maszyn wirnikowych, która odbyła się w Rzeszowie w końcu ub. roku. Uczestnicy konferencji uznali, że tego rodzaju spotkanie, które staje się terenem wymiany doświadczeń i popularyzacji nowych osiągnięć konstrukcyjno-technologicznych powinno odbywać się co 3—4 lata.

Poniżej podajemy ważniejsze wnioski uchwalone na Konferencji:

- należy doprowadzić do stałych kontaktów pomiędzy przemysłem a placówkami naukowo-badawczymi, opartych na wieloletnich planach współpracy,

- należy zwiększyć udział konstruktorów i technologów w wyjazdach technicznych do fabryk licencjodawców, a zdobyte doświadczenia, w możliwie szerokim zakresie przekazywać innym zakładom krajowym,

- opanowaną wiedzę w zakresie badań i pomiarów opartych na izotopach promieniotwórczych, jako mogącą przynieść poważne efekty ekonomiczne, należy przekazać przemysłowi do wykorzystania,

- zespoły konstrukcyjne opracowujące projekty silników turbinowych powinny wykorzystywać metody i materiały badań statycznych niesprawności silników lotniczych prowadzone przez ITWL,

- należy możliwie szeroko propagować i wprowadzać w eksploatacji nowoczesne metody diagnostyki technicznej i kontroli silników lotniczych,

- postuluje się utworzenie specjalnego działu informacyjnego w zakresie technologii wytwarzania maszyn wirnikowych

lub na lamach czasopisma „Technika Lotnicza i Astronautyczna”.

7. Zaplanowana na IV kwartał br. konferencja SIMP — SITK na temat lotnictwa rolniczego odbędzie się pod nazwą „Problemy, rola i zadania lotnictwa rolniczego w Polsce”.

Zgłoszenia należy kierować do Zarządu Sekcji Lotniczej SIMP, Warszawa, ul. Czackiego 3/5, z dopiskiem: Komisja Organizacji Konferencji Rolniczej.

8. Sygnalizujemy o konferencji naukowo-technicznej, która zaplanował na IV kwartał br. Oddział Warszawski Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Komunikacji. Konferencja ta poświęcona będzie zagadnieniom ekonomicznym, prawnym i handlowym oraz problemom techniczno-operacyjnym lotnictwa komunikacyjnego dalekiego zasięgu.

Program konferencji wg wstępnych założeń obejmuje następującą tematykę związaną z transportem dalekiego zasięgu:

- rynek przewozów i udział Polski w jego wykorzystaniu,
- opłacalność transportu,
- zagadnienia ekonomiczno-prawne przewozów,

- problemy ekonomiczne rozwoju linii dalekiego zasięgu po wprowadzeniu samolotów o dużej pojemności i naddźwiękowych,
- organizacja i koszty rozruchu eksploatacji linii,
- sprzęt lotniczy — współczesny i przyszłościowy.

- eksploatacja techniczna,
- zagadnienia operacyjne lotnictwa,
- organizacja i zabezpieczenie ruchu lotniczego na terenie PRL,
- obsługa pasażerów, poczty i frachtu w aspekcie komunikacji dalekiego zasięgu.

9. Zarząd Główny SIMP przekazał do użytku Sekcji Lotniczej wykaz imprez organizowanych w 1969 r. przez stowarzyszenia naukowo-techniczne Związku Radzieckiego, Czechosłowacji i Bułgarii, w których przewidziany jest udział gości zagranicznych. Wśród imprez tych wymienione jest „Symposium na temat organizacji i metod zarządzania przemysłem lotniczym”. Symposium przygotowane stowarzyszenie czechosłowackie VTS w Pradze w IV kwartale br.

Ponadto jako „zamierzenie” Okręgowej Rady NTS — Gabrowo (Bułgaria) wymienił Międzybranżową „Konferencję na temat podwyższenia niezawodności maszyn i ich trwałości”. Konferencja ta, zaplanowana na II kwartał br., ma się odbyć z udziałem specjalistów radzieckich.

Notatki ze świata

■ Stale powtarzającym się błędem przy budowie portów lotniczych jest zbyt nisko ocenianie rozwój ruchu lotniczego, a co za tym idzie przekraczanie — nie raz już wkrótce po oddaniu do użytku — założonej granicy przepustowości dworca lotniczego, płyty przeddworcowej, a niekiedy i pasów startowych. Sytuacja staje się niezwykle groźna, jeżeli równocześnie nie przewidziano terenu na dalszą rozbudowę. Sytuacja taka miała miejsce w takich portach lotniczych jak Heathrow pod Londynem, Klotten w Zurichu, czy O'Hara w Chicago.

■ Port lotniczy O'Hara, wybudowany w 1958 r. osiągnął już granicę swej przepustowości. Jest to największy i najruchliwszy port lotniczy na świecie, który odprawia 25 mln pasażerów rocznie. Co kilkanaście sekund następuje start i równoczesne lądowanie dwóch maszyn w jednym kierunku. Kolejka samolotów oczekujących na start sięga zawsze kilkunastu maszyn. Na lotnisku w Chicago krzyżują się lotnicze drogi całego świata. Według obecnego rozeznania, w 1975 r. Chicago będą obsługiwały trzy lotniska: obecne O'Hara i Midway oraz trzecie, co najmniej przepustowości O'Hara.

■ Air Transport Association wystąpiło do władz federalnych z żądaniem rozbudowy portu lotniczego Washington National. Jako docelową wielkość przyjęto możliwość obsługi 15 mln pasażerów rocznie.

nie. Obecnie lotnisko to może zapewnić do czterdziestu startów i lądowań w ciągu godziny. Lotnisko to nie przyjmuje czterosiłnikowych samolotów odrzutowych.

■ Zarząd portów lotniczych Nowego Jorku przewiduje, że w 1975 roku z portów Kennedy, La Guardia i Newark skorzysta około 70 mln pasażerów, a w roku 1980 około 91 mln. W ubiegłym roku porty te obsługiwały 34 mln pasażerów, przy czym w godzinach szczytowego ruchu opóźnienia w startach i lądowaniach wynosiły średnio 20—25 minut.

■ Port w Oklahome projektowany jest na ruch w liczbie 2 mln pasażerów rocznie. Zbudowano dworzec trzypiętrowy o całkowitej powierzchni 18 tys. m². Mieści się tu kryty, wielokondygnacyjny parking na 1400 samochodów, który może być powiększony dwukrotnie. Odległość od najdalszego miejsca parkingu do najbliższego stanowiska samolotu nie przekracza 300 m. Płyta przeddworcową zbudowaną na 12 stanowisk będzie mogła być trzykrotnie rozbudowana.

■ Projekty wstępne portu lotniczego w Kansas City (na terenie 2000 ha położonym w odległości 25 km od miasta) zostały opracowane w 1965 r. Wyasygnowano 150 mln dolarów na budowę, którą rozpoczęto w ub. roku, a już w bieżącym roku lotnisko ma być gotowe do przyjęcia pierwszego Boeinga-747.

Docelowo przewiduje się na płycie przed-

dworcowej 60 stanowisk o średnicy ok. 60 m, parking ma być na 9000 samochodów, zaś wszelkie urządzenia zapewnią obsługę 6 mln pasażerów rocznie przy odlocie. Wybuduje się cztery budynki dworcowe, z których każdy obsłuży 15 stanowisk samolotów.

■ W ucieczce przed hałasem opracowano w USA projekt nowego lotniska dla Nowego Orleanu na jeziorze Pontchartrain w odległości 8 km od brzegu. Lotnisko to ma być wykonane z konstrukcji żelbetonowej na palach w formie 3-piętrowej budowli o kształcie litery H. Koszt budowy lotniska ocenia się na 300—350 mln dolarów, a autostrady w nasypie na około 16 mln dolarów.

■ Dwa porty lotnicze Kanady Montreal i Toronto zostaną poważnie rozbudowane i zmodernizowane. Po zakończeniu tych prac będą one mogły przyjmować ponaddziesięć samoloty odrzutowe. Koszt tych inwestycji wyniesie 2 tys. pasażerów na godzinę i dwukrotnie przewyższy dzisiejsze możliwości portu lotniczego Sydney International.

■ W pierwszym półroczu 1970 r. nastąpić ma oddanie do użytku nowego zespołu budynków odprawy pasażerów na lotnisku w Sydney. Zespół ten, składający się z siedmiu hal, pozwoli na jednoczesną obsługę pasażerów dwunastu przylatujących lub odlatujących samolotów. Zdolność szczytowa wyniesie 2 tys. pasażerów na godzinę i dwukrotnie przewyższy dzisiejsze możliwości portu lotniczego Sydney International.