



**technika
lotnicza
i astronautyczna**

7
1970

Przewodniczący Zarządu Głównego SIMP inż. S. Zbierski i sekretarz generalny SIMP inż. R. Gdulewski skierowali do wielu osobistości, od których decyzji zależą sprawy lotnicze w Polsce, jak również zainteresowanych działalnością simpową — pismo w sprawie realizacji punktu 13 uchwały Walnego Zjazdu Delegatów SIMP. Treść pisma przytaczamy poniżej.

„Zgodnie z postanowieniami uchwał Walnego Zjazdu Delegatów Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Mechaników Polskich (pkt. 13) zobowiązującymi do podjęcia działania w sprawie ustalenia programu rozwoju lotnictwa w PRL, specjaliści branży lotniczej zrzeszeni w Sekcji Lotniczej szerokim frontem włączyli się do prac nad przygotowaniem planu pięcioletniego krajowego przemysłu lotniczego i wdrażaniem zadań określonych uchwałami II Plenum KC PZPR.

Przeprowadzili oni w tym zakresie wnikliwą analizę, opartą o szeroką akcję współdziałania kół zakładowych SIMP z zespołami opracowującymi plan oraz wiele narad i dyskusji zorganizowanych przez Zarząd Sekcji Lotniczej.

W wyniku omówionej akcji Zarząd Sekcji Lotniczej opracował notatkę zawierającą zasadnicze uwagi związane z opracowywaniem pięcioletniego planu krajowego przemysłu lotniczego, pragnąc przekazać w ten sposób wyniki swych prac do wykorzystania przy optymalnym kształtowaniu tego planu.

Przedstawiając do wykorzystania omawianą wyżej notatkę, pragniemy z dużym zadowoleniem poinformować o wzmożonej aktywności i ofiarnym działaniu szerokiej rzeszy SIMP-owców przeponionych głęboką troską o należytą realizację uchwał II Plenum KC PZPR”.

Zarząd Sekcji Lotniczej (niezależnie od akcji prowadzonej centralnie przez Zarząd Główny SIMP) przesłał do zarządów oddziałów i kół zakładowych naszej Sekcji tezy do dyskusji przed VI Kongresem Techników Polskich, obejmujące zagadnienia lotnicze. Tezy takie zamieszczone są w broszurach Sekcji VI (Budowa i eksploatacja maszyn, aparatury i urządzeń) i Sekcji XII (Transport i komunikacja).

Zarząd Sekcji Lotniczej zalecił powołanie specjalnych komisji oraz zwołanie zebrań w celu opracowania, przedyskutowania i uchwalenia tez dla lotnictwa w treści i formie odpowiadających ważności tej dziedziny dla polskiego życia gospodarczego, eksportu itp.

Zakończona została akcja Zarządu Sekcji Lotniczej SIMP, zmierzająca do ustalenia potrzeb przedsiębiorstw i instytucji lotniczych w zakresie szkolenia kadry technicznej.

Ankieta obejmuje potrzeby ilościowe do roku 1975 oraz do roku 1985 w specjalnościach: konstrukcji, technologii i badaniach oraz kierunkach: płatowców, silni-

ków, osprzęcie i innych. Ankieta dotyczy:

- studiów inżynierskich lotniczych,
- studium podyplomowego lotniczego dla inżynierów nielotniczych oraz
- kształcenia średniego personelu lotniczego w zakresie stopnia technika.

Wyniki akcji przedstawione zostaną Komitetowi Nauki i Techniki oraz zainteresowanym resortom i władzom.

Zarząd Koła SIMP przy Lotniczych Zakładach Remontowych nr 1 w Łodzi zaproponował współpracę z naszą Sekcją.

Witając z radością tę deklarację Zarząd Sekcji Lotniczej przyjął propozycję kolegów z LZR, aby kontakty obu zarządów rozpoczęły się od wymiany informacji i materiałów szkoleniowych.

Komisja Koordynacji prac sekcji naukowo-technicznych SIMP zwróciła się do naszego Zarządu z prośbą o zgłoszenie kandydatury kolegi, który mógłby współpracować w Komisji Zarządu Głównego NOT, kwalifikującej tłumaczy obcojęzycznych tekstów technicznych.

Zarząd Sekcji Lotniczej (w porozumieniu z zainteresowanym) zgłosił kandydaturę członka Zarządu mgr inż. Zdzisława Wineckiego, pracownika Branżowego Ośrodka Informacji Naukowo-Technicznej i Ekonomicznej w Instytucie Lotnictwa.

Kol. Winecki posiada znajomość języka francuskiego, niemieckiego i rosyjskiego.

W związku z osiągnięciem wieku emerytalnego odszedł ze stanowiska kierownika Działu Technicznego Zarządu Głównego SIMP kol. Roman Zawiański.

Pamiętamy, że kol. Zawiański — wspólnie z kol. Gdulewskim — w dniu 3 czerwca 1966 r. pomógł odrodzić się działalność Sekcji Lotniczej SIMP i potem przez wiele lat swym zyczliwym stosunkiem do Zarządu pozwolił przeżywać niejedną trudność formalną lub organizacyjną.

Zarząd Sekcji Lotniczej złożył kol. Zawiańskiemu podziękowanie za doskonałą współpracę i w imieniu lotników życzył Mu serdecznie długich lat zdrowia i pomyślności.

W związku z zapytaniami skierowanymi przez oddziały Sekcji Lotniczej do naszego Zarządu w sprawie warunków przynależności do SIMP członków innych stowarzyszeń — podajemy do wiadomości treść uchwały Prezydium ZG SIMP z dnia 5 stycznia bieżącego roku.

Członkowie stowarzyszeń naukowo-technicznych zrzeszonych w NOT mogą należeć do SIMP jako członkowie nadzwyczajni płacąc miesięczną składkę członkowską w wysokości 1 zł.

Powyższą uchwałę postanowiono ogłosić w Biuletynie Informacyjnym SIMP.

W artykule *Metody badań wpływu przyspieszeń na organizm człowieka* dr Z. Jethen podaje ogólną charakterystykę wpływu przyspieszeń na organizm człowieka i klasyfikację przyspieszeń w zależności od kierunku ich działania, omawia stosowane do badań tolerancji przyspieszeń symulatory przyspieszeń, tj. wirówki, sianie rakietowe i katapulty, charakteryzuje programy badań przyspieszeń na wirówkach, zwracając uwagę na trudności porównywania wyników uzyskanych przy stosowaniu różnych programów oraz możliwości zastąpienia kosztownych badań na wirówkach przez próby czynnościowe. Ważny problem eksploatacyjnego przewidywania czasu niezawodnej pracy zespołów wirnikowych lotniczych silników turbinowych na podstawie bieżących pomiarów minimalnego luzu wierzchołkowego łopatek wirnikowych omawia dr S. Szczeciński w artykule *Możliwości oceny trwałości lotniczych silników turbinowych*.

W artykule *Pewne problemy pilotowania śmigłowców* mgr inż. R. Witkowski omawia właściwości wykonywania obrotu na śmigłowcach jednowirnikowych i dwuwirnikowych współosiowych, podkreślając zalety tych ostatnich, przedstawia metodę zwiększenia zasięgu lotu śmigłowca dwusilnikowego kategorii B z jednym silnikiem nie pracującym, podaje wyniki przeprowadzonych w Instytucie Lotnictwa badań wpływu ładunków podwieszonych na właściwości pilotażowe śmigłowca i omawia trudności związane z eksploatacją śmigłowców na śniegu.

W artykule *Przyszły rozwój lotniczych przewozów dalekiego zasięgu* mgr D. Kujawska zwraca uwagę, że udział przewozów dalekiego zasięgu w ogólnej masie przewozów pasażerskich stale wzrasta i w 1975 r. ok. 73% oferowanych pasażerokilometrów przypadnie na linie dalekiego zasięgu, a w roku 1990 ok. 73%. Również w strukturze eksploatowanego sprzętu nastąpią poważne zmiany: 55% w 1975 r. i 83% w 1990 r. przewozów dalekiego zasięgu będzie wykonywanych przez autobusy powietrzne i samoloty naddźwiękowe, a w latach osiemdziesiątych można się spodziewać wprowadzenia do eksploatacji samolotów hiperdźwiękowych. Przewidywane zmiany powinny skłonić Polskę do jak najszybszego uruchomienia linii dalekiego zasięgu, gdyż uruchomienie jej w późniejszych latach będzie wymagać zakupienia znacznie kosztowniejszego sprzętu.

UWAGA PRENUMERATORZY CZASOPISM WCT NOT

Zakład Kolportażu Wydawnictw Czasopism Technicznych NOT począwszy od 1971 roku wprowadza do sposobów prenumerowania czasopism technicznych nowe udogodnienie, które:

- odciąża prenumeratorów
- usprawnia pracę kolportażu,
- spowoduje oszczędności finansowe. Będzie to tzw. prenumerata ciągła, obowiązuja zakłady pracy, biblioteki, organizacje itp.

Instytucja, która zamówi czasopisma techniczne WCT NOT na 1971 r. i wpłaci należność za ten okres, nie jest obowiązana w latach następnych (1972, 1973, 1974 itd.) nadsyłać co roku nowych zamówień, ponieważ prenumerata ciągła ważna jest na czas nieograniczony. Dla utrzymania abonamentu wystarczy w latach następnych wpłacać w przewidzianym terminie od 1 lipca do 20 listopada należność za prenumeratę na rok następny.

Zamówienia na prenumeratę ciągłą na rok 1971 prosimy nadsyłać w okresie od 1.VII. do 20.XI. br. do Zakładu Kolportażu WCT NOT, Warszawa, ul. Mazowiecka 12, nr konta 1-9-121697 wnosząc jednocześnie należność za jeden rok.

W przypadku jakiegokolwiek zmian (tytułów, rezygnacji z prenumeraty itp.) prosimy o natychmiastowe powiadomienie o nich Zakładu Kolportażu WCT NOT.

Zaznaczamy, że prenumerata ciągła nie dotyczy prenumeratorów indywidualnych, którzy w dalszym ciągu zamawiają czasopisma WCT NOT w urzędach pocztowych do każdego 10 miesiąca poprzedzającego okres prenumeraty — roczny, półroczny, kwartalny.

KOMUNIKAT

Wobec zbyt małego zainteresowania Czytelników Konkursem pod hasłem

TECHNIKA LOTNICZA W DWUDZIESTOPIĘCIOLECIU PRL

ogłoszonym na łamach naszego czasopisma w numerze lipcowym z 1969 r., informujemy, że Konkurs został rozwiązany. Przykro nam, że starania Zespołu Redakcyjnego mające na celu uzyskanie cennego materiału do publikacji nie znalazły właściwego zrozumienia wśród Czytelników.

Komitet Redakcyjny

technika lotnicza i astronautyczna

MIESIĘCZNIK
SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XXV

Lipiec

Zeszyt 7

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

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

SPIS TREŚCI

	Str.
A. Marks: Wyprawa „Apollo” 13	1
Kilka uwag w uzupełnieniu do artykułu — Wyprawa „Apollo” 13 — W. K.	6
W. Kordziński: Tendencje w budowie turbiniowych silników śmigłowych o małej i średniej mocy	7
M. Żylicz: Prawo dostępu do rynku międzynarodowych przewozów lotniczych	10
Myśli i wypowiedzi na temat przemysłu lotniczego	12
M. Zebrowski: Wpływ gradientu wiatru na pilotaż samolotu	13
J. Lewitowicz: Niektóre możliwości zastosowania izotopów promieniotwórczych w badaniach sprzętu lotniczego	18
J. Czaplicki: SAP — nowy lotniczy materiał konstrukcyjny	21
ANKIETA	26
SYLWETKI POLSKICH KONSTRUKTORÓW LOTNICZYCH	
J. Kędziński: Zbysław Ciolkosz (1902—1960)	27
Kanadyjskie silniki turbinowe UACL PT6 — W.K.	28
NOWOŚCI TECHNICZNE	30
WIADOMOŚCI Z TERENU	36
KRONIKA	36
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZEJ SIMP II okł.	
LOTNICZE PORTY ŚWIATA	
Praga — Ruzyně	IV okł.



WYDAWNICTWA
CZASOPISM
TECHNICZNYCH NOT
Warszawa
Czackiego 3/5

Redaktor naczelny:
mgr inż. Stefan Sulikowski
Sekretarz redakcji:
M. Klara Szurmak
Redaktorzy działowi:
dr B. Dostatni, mgr inż. A. Gołędziński, inż. A. Hadrawa, mgr inż. W. Kordziński, mgr inż. S. Lassota, inż. K. Szumielewicz, mgr inż. W. Zarembo
Rada Programowa:
Prof. dr inż. W. Fiszdun, dr inż. H. Grzegorzczak, mgr inż. E. Kotodziński, mgr M. Kowieski, red. Jerzy R. Konieczny, mgr inż. J. Kucharski, mgr inż. A. Lewkowicz, prof. mgr inż. H. Muster, mgr inż. W. Nowakowski, mgr inż. W. Pietrzak, gen. dyw. pil. J. Raczkowski, mgr inż. M. Sikorski, mgr inż. S. Sulikowski, prof. dr I. Tarski, mgr inż. W. Wilanowski.

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

Wrocławska Drukarnia Dzielowa. Zam. 516/C — C-11
Nakład 1750 egz. Papier druk. sat. kl. IV, 70 g, 61 × 86.

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

Ход событий во время экспедиции „Аполлона” 13

В статье представлена программа, которую должны были выполнить астронавты Ловелл и Хэйс после посадки в горизонтальной части Луны, где могли они собрать ряд ценных научных образцов. Проведен анализ возникшего положения на корабле после аварии в основной части корабля и описаны принятые мероприятия для безопасного возвращения астронавтов на Землю. Описаны предполагаемые причины аварии корабля, а также исправлены неточные и ошибочные информации, указанные в прессе и радио во время полета корабля „Аполлон” 13.

ŻYLICZ M.

629.7.004.24:656.7.004.2

Право доступа к международным рынкам авиационного транспорта

В статье представлена политехническо-юридическая проблематика международного авиационного транспорта. С точки зрения страны следует развивать эту область деятельности. В настоящее время в мире все большее значение приобретает самостоятельная функция международного авиационного транспорта, независимого от нужд других отраслей народного хозяйства. Подчеркивается целесообразность развития в Польше международного авиационного транспорта в связи с его самостоятельной функцией, тем больше, что составляет он рентабельную форму приобретения иностранной валюты. Развитие международного авиационного транспорта встречает на своем пути ряд юридических барьер, которые можно обойти только в этом случае, если в Польше будет открыта авиационная линия дальнего следования.

ŻEBROWSKI M.

533.6.013.8:551.55

Влияние градиента ветра на полет самолета

Сильные градиенты горизонтального и вертикального ветра временно меняют приборную скорость полета, что в значительной степени не только затрудняет управление самолетом, но и может привести к катастрофическим последствиям особенно во время подхода на посадку. В статье оговорены условия возникновения градиентов ветра и даны примеры подхода на посадку при существовании нормального градиента ветра, вызванного попутным ветром, встречным ветром и порывами ветра. Кроме того в статье описывается влияние градиента ветра на старт, набор высоты и полет.

LEWITOWICZ J.

539.16:620.178.111.4:629.7.001

Некоторые возможности применения радиоактивных изотопов для исследований авиационного оборудования

Работы, касающиеся применения радиоактивных изотопов при испытаниях авиационного оборудования, идут в двух направлениях. Первое направление касается использования радиоактивных изотопов для исследований газодинамических и механических процессов таких как замер плотности газов на выходе из реактивного сопла двигателя, измерения зазоров в узлах двигателя и т.п. Другое направление — это применение изотопов в качестве радиоактивных источников для дефектоскопии и диагностики повреждений и износа деталей, отдельных узлов и агрегатов авиационного оборудования. В статье даются результаты избранных работ, проведенных в этой области Техническим институтом авиационных войск.

CZAPLICKI J.

629.7.002

SAP — новый материал для авиационных конструкций

В статье дается краткая характеристика металлокерамических сплавов алюминия т. наз. SAP. Даются физические, прочностные и технологические свойства выше указанных сплавов по сравнению с наиболее распространенными конструктивными сплавами алюминия, такими как дуралюминий и специальные сплавы, предназначенные для работы при повышенных температурах. Кроме того в статье указываются направления и перспективы областей применения нового материала при конструировании современных самолетов.

ZESZYT 7
L I P I E C
1 9 7 0
R O K XXV



technika lotnicza i astronautyczna

MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH

Dr inż. ANDRZEJ MARKS

629.785:523.3

WYPRAWA „APOLLO” 13

W artykule przedstawiono zadania, jakie mieli wykonać astronauta J. Lovell i F. Haise z wyprawy „Apollo” 13 po lądowaniu w górzystej części Księżyca, na terenie mogącym dostarczyć wielu cennych informacji naukowych. Przypomniano budowę statku „Apollo”, opisano przebieg awarii, sytuację zaistniałą na statku po awarii i środki, jakie zastosowano w celu zabezpieczenia powrotu astronautów na Ziemię. Wyrażono przypuszczenia na temat wpływu awarii „Apollo” 13 na dalszy przebieg programu „Apollo”.

Plan wyprawy

Start wyprawy nastąpił 11 kwietnia o godzinie 20 minut 13 czasu warszawskiego. Załoga statku „Apollo” składała się z Jamesa Lovella, Freda Haise (mieli oni wylądować na Księżycu) i Johna Swigerta. Dodać należy, że Lovell brał już udział w trzech lotach kosmicznych, w tym w wyprawie „Apollo” 8 — w sąsiedztwo Księżyca — a Swigert zastąpił w ostatniej chwili zagrożonego chorobą Thomasa Mattingly (który później rzeczywiście zachorował).

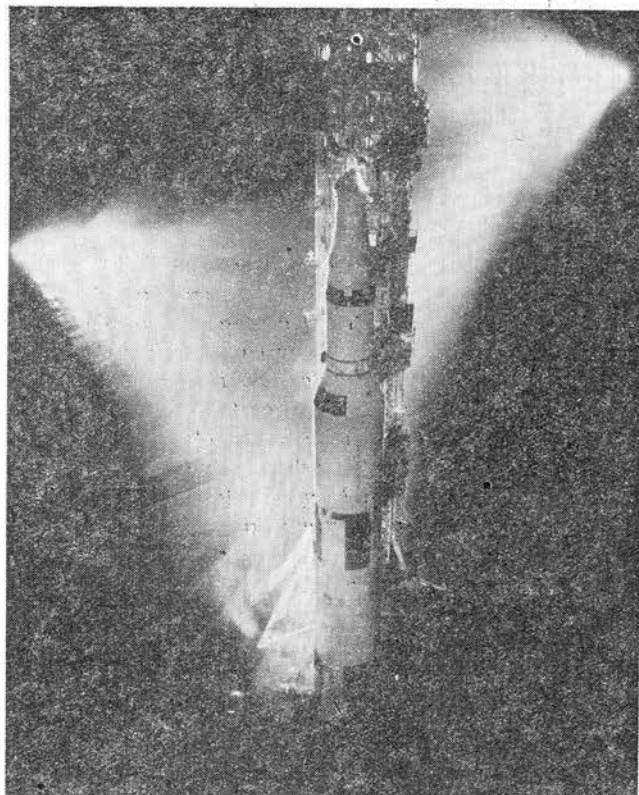
Lot po orbicie Księżyca statku „Apollo”-LM miał się rozpocząć 15 kwietnia o godzinie 1 minut 37, lądowanie lądownika LM 16 kwietnia o godzinie 3 minut 55 w rejonie krateru Fra Mauro (nadzwyczaj ciekawego pod względem selenologicznym), pierwsze wyjście astronautów na powierzchnię Księżyca miało trwać od godziny 8 minut 13 do 12 minut 13, drugie 17 kwietnia od godziny 3 minut 58 do 7 minut 58, start z Księżyca kabiny lądownika LM w tym samym dniu o godzinie 13 minut 22, odlot statku „Apollo” ku Ziemi o godzinie 19 minut 41 i wreszcie wodowanie kabiny macierzystej „Apollo” na Oceanie Spokojnym 21 kwietnia o godzinie 21 minut 16.

Dodać należy, że podobnie jak w przypadku wyprawy „Apollo” 12 (a odmiennie niż w przypadku „Apollo” 11) księżycowy tor lotu nie był tzw. torem „swobodnego powrotu” ku Ziemi, bowiem lecący ku Księżycowi statek miał wlecieć poza Księżyc po stronie zachodniej, półokrążyć go i wylecieć w stronę Ziemi po stronie wschodniej, ale po torze mijającym Ziemię w odległości 30 tys. km (tor taki dawał pewną oszczędność rakietowych materiałów pędnych, ale był oczywiście nieco mniej bezpieczny).

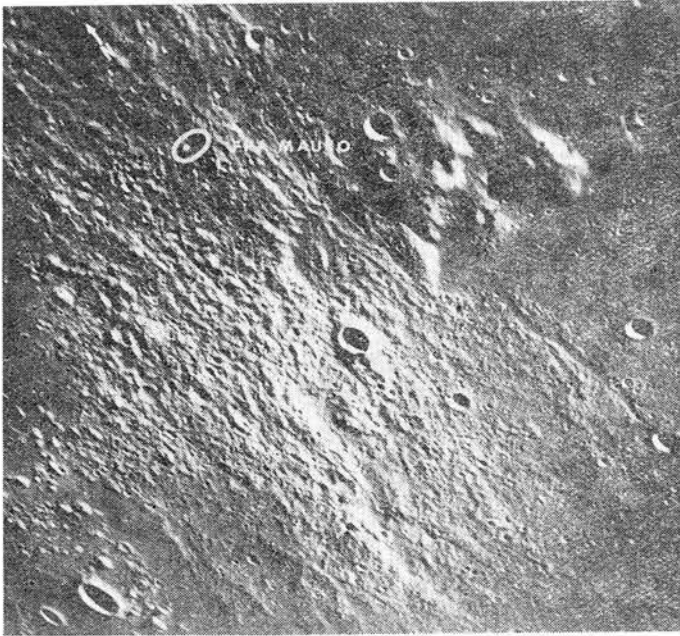
Dodać należy, że po raz pierwszy miano zastosować nowy sposób lądowania na Księżycu. Mianowicie cały statek „Apollo”-LM w czasie lotu wokółksiężycowego miał się opuścić na wysokość 15 km i na tej wysokości dopiero miał się odłączyć statek LM i zacząć samodzielnie lądowanie. Dawało to możliwość zaoszczędzenia materiałów pędnych dla silnika hamującego statek LM na 14 sekund działania.

Po wylądowaniu na Księżycu astronauta mieli:

- pobrać próbki mineralne z wywierconych dwóch otworów o głębokości 3 m, a następnie na dnie otworów umieścić czujniki mierzące dopływ ciepła z wnętrza Księżyca,



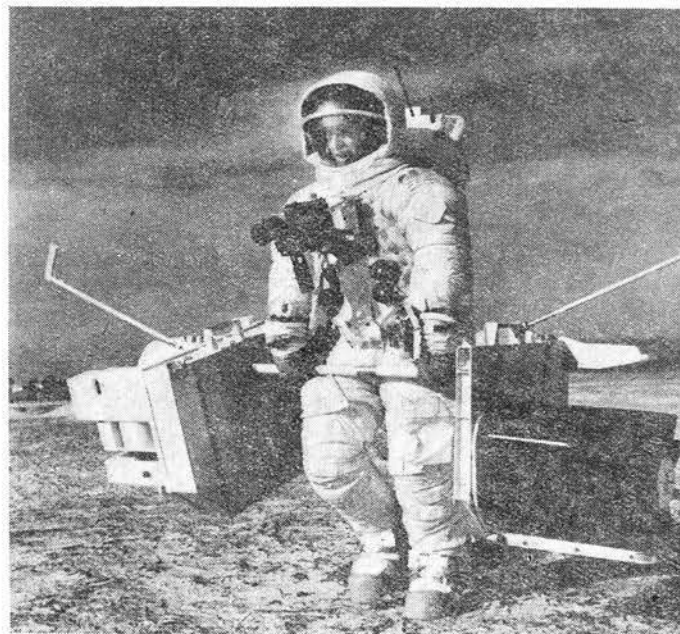
1. Rakieta nośna „Saturn”5 ze statkiem „Apollo”13 w czasie przygotowań do startu



2. Wykonana przez załogę statku „Apollo” 12 fotografia Fra Mauro, miejsca, na którym miał wylądować „Aquarius”. Znajduje się ono pod 17°36' długości zachodniej i 3°48' szerokości południowej. Jest to skalisty, górzasty teren z niewielką ilością płaskich miejsc, co czyni koniecznością lądowanie „punktowe”. Po raz pierwszy oddzielenie statku LM od statku „Apollo” miało nastąpić dopiero na wysokości 15 km. Zaoszczędzony w ten sposób materiał pędny silnika hamującego statku LM miał ułatwić znalezienie najodpowiedniejszego miejsca do lądowania

- ustawić na powierzchni Księżyca 5 samoczynnych przyrządów pomiarowych: przyrząd badający wiatr słoneczny, przyrząd badający atmosferę Księżyca, sejsmometr, wspomniane już mierniki dopływu ciepła i wykrywacz zapylenia. Przyrządy miały być ustawione w odległości 300 m od lądownika LM,
- fotografować obiekty na powierzchni Księżyca,
- przeprowadzić barwne transmisje telewizyjne z Księżyca (ewentualnie jako rezerwowe — transmisje czarno-białe),

3. Komendant wyprawy „Apollo” 13 James A. Lovell podczas ćwiczeń przenoszenia zespołu przyrządów ALSEP (Apollo Lunar Surface Experiments Package) na poligonie „księżycowym” w ośrodku Houston. Po prawej stronie widoczny jest izotopowy generator prądu SNAP-27



- wykonać badania biomedyczne dotyczące wydolności organizmu ludzkiego na Księżycu,
- w czasie krążenia wokół Księżyca wykonać fotografie następnych lądowisk.

Dodać należy, że dla przeprowadzenia badań sejsmicznych miał być wykorzystany ostatni człon rakiety nośnej „Saturn” 5 (S-4B), który po odłączeniu statku „Apollo” - LM miał być skierowany na tor prowadzący do zderzenia z Księżycem. (Stało się to jedynym eksperymentem naukowym pomyślnie zrealizowanym w czasie wyprawy „Apollo” 13). Spadek ten nastąpił 15 kwietnia o godzinie 2 min. 9 i 46 s. Do badań sejsmicznych miano też wykorzystać niepotrzebną już kabinę lądownika LM powodując jej spadek na Księżyc (podobnie jak w czasie wyprawy „Apollo” 12).

Wyprawa „Apollo” 13 stała się 38 wyprawą ludzi w Kosmos zwiększając liczbę astronautów do 47. Przebieg jej był jednak inny niż planowano, ze względu bowiem na awarię statku „Apollo” stało się konieczne zrezygnowanie z lądowania na Księżycu i powrót na Ziemię.

Konstrukcja statku „Apollo”

Aby zrozumieć skutki awarii, należy choćby pobieżnie przypomnieć budowę statku „Apollo”. Składa się on z członu załogowego, czyli kabiny, mającej kształt stożka z wypukłą podstawą osłoniętą pancernem żaroodpornym, i z członu raketowego.

W kabynie znajduje się autonomiczny układ klimatyzacyjno-tlenowy z własnymi zasobami tlenu, wodorotlenku litu (pochłaniającego dwutlenek węgla), trzema bateriami akumulatorów srebrowo-cynkowych, dwiema bateriami akumulatorów srebrowo-cynkowych służącymi do uruchamiania urządzeń pirotechnicznych i układem 10-rakietowych silniczków sterujących wraz z niewielkimi zasobami materiałów pędnych (hydrazyny i czterotlenku azotu).

Jednak te samodzielne układy obliczone są na nader krótkotrwałe działanie, a mianowicie tylko na krótki okres powrotu na Ziemię, gdy kabina leci samodzielnie. Normalne ciśnienie w kabynie „Apollo” wynosi 0,35 kg/cm² (czystego tlenu), a temperatura 21,1—23,9 °C. Oczywiście w kabynie znajduje się zapas pożywienia dla astronautów. Obliczony on jest na 14 dni. Kabina wyposażona jest w odpowiednie urządzenia asenizacyjne. Kabina „Apollo” ma dwa wyjścia — jedno służące jako przejście do kabiny lądownika LM w wierzchołku stożka, drugie, szybko otwierane, w bocznej ścianie.

Zasadnicze funkcje statku „Apollo” wypełnia jego człon raketowy (zwykle nazywany członem usługowym) sianowiący cylindryczną konstrukcję z silnikiem raketowym o ciągu 9300 kG. Materiały pędne, w ilości 18 500 kG (aerozyny 50 jako paliwa i czterotlenku azotu jako utleniacza), rozmieszczone są w czterech cylindrycznych zbiornikach i wyłaczane za pomocą helu przechowywanego w dwóch kulistych zbiornikach pod ciśnieniem 253 kg/cm².

Na obwodzie kadłuba członu znajdują się cztery grupy po cztery silniczki sterujące, zasilane hydrazyną i czterotlenkiem azotu z osobnych niewielkich zbiorników. Każdy z silniczków wytwarza ciąg 45 kG.

W członie znajdują się też trzy wodorotlenowe ogniwa paliwowe typu Bacon. Każde z nich ma wysokość 1,12 m, średnicę 0,56 m i ciężar 111 kG. Całkowite zapotrzebowanie na energię elektryczną są w stanie pokryć dwa z nich. Wodór i tlen dla ogniw przechowywane są w postaci ciekłej w czterech zbiornikach (dwóch tlenowych i dwóch wodorowych). Jest to najekonomiczniejsze pod względem ciężaru źródło energii elektrycznej.

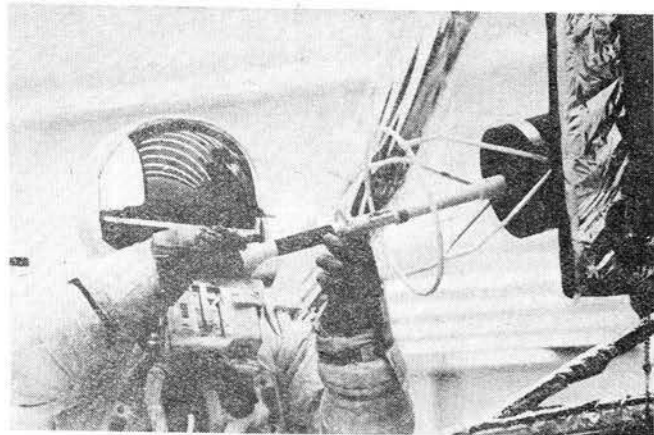
W czasie działania ogniwa powstaje ciepło i woda, którą wykorzystuje się w systemie klimatyzacji i dla celów spożywczych.

W członie raketowym mieszczą się główne zbiorniki tlenu do oddychania i układ klimatyzacyjny. Na powierzchni członu znajduje się radiator układu termoregulacyjnego i zespół czterech anten kierunkowych do łączności z Ziemią. Człon raketowy jest połączony z kabiną sworzniami pirotechnicznymi.

Człon raketowy ma ciężar 23 300 kG, średnicę 3,9 m i długość 7,5 m. Kadłub jego wykonany jest z 6 sekcji i ma pokrycie przekładkowe ze stopu aluminium o grubości 2,5 cm.

Wszystkie urządzenia członu są nominalnie obliczone na 14-dniowe działanie.

Jak wiadomo, w operacji ratowania załogi wyprawy „Apollo” 13 zasadniczą rolę odegrał lądowisko LM stanowiący zupełnie samodzielny statek kosmiczny z własną dwuosobową kabiną (w której mógłby się jednak pomieścić również trzeci astronauta), własnym układem klimatyzacyjno-tlenowym, własnymi źródłami energii elektrycznej, własnymi silnikami raketowymi z zapasami materiałów pędnych (aerozyny 50 i czterotlenku azotu) i własnym układem 16 silniczków sterujących. Ponieważ jednak konstrukcja lądowiska LM została opisana w „Technice Lotniczej i Astronautycznej” 1970 nr 1 i 2, do sprawy tej nie ma potrzeby powracać.



4. Pilot statku LM, Fred Haise, ćwiczy wyjmowanie ze skrzynki transportowej elementu paliwowego generatora izotopowego

Godzina 7 minut 2. Eksperci z Houston stwierdzają, że zasoby tlenu, jakie ma załoga „Apollo” 13, wystarczą do czasu powrotu na Ziemię.

Godzina 7 minut 37. NASA oświadcza, że astronautom nie zagraża już bezpośrednie niebezpieczeństwo.

Ośrodek kontroli lotu w Houston przez cały czas analizuje sytuację i podejmuje decyzje o najracjonalniejszych sposobach ratunku.

Przebieg operacji ratowniczej

Pierwszy problem, jaki pilnie musiała rozpatrzyć kontrola lotu w Houston, stanowiła ocena ilości zapasów

5. Astronauci J. Lovell i F. Haise podczas ćwiczeń zbierania próbek gruntu księżycowego

Przebieg awarii

14 kwietnia 1970 r. godzina 3 minut 13. Statek kosmiczny odległy jest od Ziemi o 317 520 km, a od Księżyca o około 100 000 km (Księżyc jest nieco na prawo od kierunku, w którym leci statek, i porusza się w lewo). Lot przebiega prawidłowo i po prawidłowym torze. Prędkość lotu wynosi niewiele ponad 1 km/s i jeszcze nieco zmaleje do chwili wlotu w obszar dominującego oddziaływania Księżyca, otaczający go do odległości 66 tys. km. Dowódca wyprawy Lovell donosi, że wykonał inspekcję lądowiska LM i stwierdził jego doskonały stan.

Godzina 4 minut 54. Lovell raportuje awarię głównego układu zasilającego w energię elektryczną statek „Apollo”. Dwa z ogniw paliwowych odmówiły posłuszeństwa (prawdopodobnie w ogóle przestały dostarczać energii — uwaga autora). Ośrodek kontroli lotu w Houston zaleca oszczędzanie energii elektrycznej i rozpoczyna analizę sytuacji. Statek kosmiczny jest wtedy oddalony od Ziemi o 333 400 km.

Godzina 5 minut 54. Lovell komunikuje, że ciśnienie tlenu w jednym ze zbiorników spada i wyraża opinię, że trzeba się będzie posłużyć lądowiskiem LM jako statkiem ratowniczym.

Godzina 6 minut 0. Kontrola lotu informuje astronautów, że zasoby energii elektrycznej wystarczą tylko na 15 minut. (Prawdopodobnie chodzi o zasoby energii w akumulatorach macierzystej kabiny „Apollo”, które normalnie są doładowywane z ogniw paliwowych, a chwilowo stanowią, jak się zdaje, zasadnicze źródło energii — uwaga autora). * Następuje więc uruchomienie urządzeń lądowiska LM.

Godzina 6 minut 1. Lovell i Haise przechodzą do kabiny lądowiska LM i będą obsługiwać jego urządzenia. Swigert pozostaje w kabine macierzystej „Apollo” i będzie się starał podtrzymywać minimum jej funkcji.

Godzina 6 minut 6. Swigert komunikuje, że ciśnienie w kabine spadło do połowy, czyli do $\frac{1}{8}$ kG/cm², co jest bliskie dolnej granicy ciśnienia, w którym może jeszcze żyć człowiek**. Pierwsze doniesienia nie mówią, czy kabina LM była wtedy połączona z kabiną „Apollo” czy też przejście między nimi było szczelnie zamknięte.

Godzina 6 minut 24. Ośrodek kontrolny w Houston oświadcza, że wyprawa na Księżyc zostaje przerwana, a rozpoczęta się operacja awaryjnego powrotu na Ziemię. W wytworzonej sytuacji jest to tylko formalność.

* Jest tu jakaś niezgodność, skoro energii tej wystarczyło na okres od godz. 17 min. 43 (chwila odłączenia statku LM) do godz. 19 min. 9 (chwila wodowania) — patrz opis fazy lądowania. Możliwe, że 15 min. był to okres, w ciągu którego kontrola w Houston pozwoliła astronautom korzystać z energii elektrycznej kabiny „Apollo” przed uruchomieniem urządzeń statku LM (przyp. redakcji).

** W atmosferze tlenowej (przyp. redakcji).





6. F. Haise (z lewej) i J. Lovell na poligonie w Houston montują wiertło, za pomocą którego mieli oni wywiercić na Księżycu otwór o głębokości 3 m, aby umieścić w nim czujniki do pomiaru przepływu ciepła

ładownika LM: tlenu, wodorotlenku litu, energii elektrycznej i wody, gdyż od tego zależał wybór toru awaryjnego powrotu. Należy przy tym wyjaśnić, że urządzenia ładownika musiały podtrzymywać życie nie dwóch, a trzech ludzi i podtrzymywać minimum funkcji kabiny „Apollo”, czyli były bardziej obciążone niż normalnie. Dodać też należy, że nominalnie obliczone one są na 3-4-dniowe działanie. Oceniono jednak, że w wytworzonej sytuacji, po wprowadzeniu rygorystycznych oszczędności, podolają one działaniu 5-dniowemu. Na tej podstawie wybrano tor awaryjnego powrotu.

Wchodziły tu w grę dwa rozwiązania.

1. Natychmiastowe odrzucenie uszkodzonego członu raketowego „Apollo”. Po odrzuceniu członu raketowego „Apollo” pozostały zespół (kabina „Apollo” i ładownik LM) miałby ciężar ok. 21 000 kg.

Wobec tego, że awaria wydarzyła się w fazie najwolniejszego lotu statku i przed wlotem w obszar dominującego oddziaływania Księżyca, wchodziła w grę ewentualność natychmiastowego włączenia hamującego silnika raketowego statku LM posiadającego 8200 kg aerozynu 50 i czterotlenku azotu. Działaniem tego silnika zahamowano by dalszy lot ku Księżycowi i zainicjowano lot ku Ziemi. Już pobieżna analiza wykazała jednak, że ta ilość materiałów pędnych nie wystarczyłaby na doкладne nawrócenie ku Ziemi. Trzeba by więc jeszcze odrzucić człon hamujący statku LM (zmniejszając ciężar pozostałego zespołu do 11 000 kg) i posłużyć się raketowym silnikiem startowym kabiny ładownika LM posiadającym 2300 kg aerozynu 50 i czterotlenku azotu. (Oprócz tego w tej części ładownika są jeszcze zapasy ok. 300 kg materiałów pędnych dla 15 silniczków sterujących). W wyniku tych operacji dałoby się co prawda zawrócić ku Ziemi i osiągnąć ją w dniu 16 kwietnia ok. godziny 19, ale za cenę zużycia prawie całego zapasu materiałów pędnych, których nader mało pozostałoby już na wykonanie niezbędnych korektur prędkości i kierunku lotu. Oprócz tego utracono by cztery z sześciu znajdujących się w ładowniku LM baterii akumulatorów srebrowo-cynkowych, jako że cztery z nich mieszczą się w członie hamującym statku LM. Zmniejszyłoby to więc znacznie zasoby energii elektrycznej*.

2. Pozostawienie uszkodzonego statku „Apollo”-LM na poprzednim torze wiodącym poza glob Księżyca. Z natury rzeczy bowiem lecąc w ten sposób statek kosmiczny półokrąża Księżyc po jego stronie odwróconej od Ziemi i wylatuje zza niego w stronę Ziemi, przy czym dzieje się to wszystko bez jakiegokolwiek nakładu energii.

Wybrano rozwiązanie drugie, zmuszające co prawda do lotu trwającego o całą dobę dłużej, ale przy niemal nie uszczuplonych zapasach materiałów pędnych.

* A co gorsze — utracono by główny zapas tlenu. Wydaje się jednak, że manewr ten można było wykonać bez odrzucenia członu hamującego (przyj. redakcji).

Wobec tego jednak, że statek — jak to już wyjaśniono — nie znajdował się na torze swobodnego powrotu, konieczne się stało wykonanie korektury prędkości i kierunku lotu, aby go skierować na ten tor. Wykonano ją o godzinie 9 minut 43 włączając na 30 sekund silnik hamujący ładownika LM. Manewr ten wykonano sterując ręcznie w oparciu o namiary i polecenia nawigacyjne z ośrodka kontrolnego w Houston. Wyjaśnić tu należy, że przelicznik kabiny „Apollo”, normalnie działający bez przerwy, został wyłączony.

15 kwietnia o godzinie 1 minut 27 uszkodzony statek wleciał poza Księżyc, półokrążył go (zniżając się w periselenium na wysokość 251 km) i o godzinie 1 minut 45 wyleciał spoza Księżyca dokładnie w stronę Ziemi. Sytuacja została więc opanowana. O godzinie 3 minut 40 wykonano drugi z kolei manewr. Mianowicie włączono na 4 minuty i 24 sekundy silnik hamujący statku LM, aby przyspieszyć lot ku Ziemi. Należy sobie bowiem zdawać sprawę z tego, że życie załogi uszkodzonego statku było uzależnione jedynie od sprawnego działania urządzeń statku LM, który choć sprawował się w nietypowej dla niego sytuacji dobrze, to jednak też przecież mógł ulec uszkodzeniu, a to byłoby równoznaczne z katastrofą. Również zapasy statku, choć wystarczające, bynajmniej jednak nie były duże. Wysoce niewygodne były też warunki lotu astronautów, toteż należało liczyć się z ich odpornością fizyczną i psychiczną.

Przyspieszenie lotu powrotnego ku Ziemi pociągało za sobą zwiększenie prędkości wlotu kabiny „Apollo” do atmosfery, toteż nie mogło być duże, aby nie przekroczyć wartości bezpiecznej dla pancerza żaroodpornego.

Nader nieprzyjemnym skutkiem awarii był spadek temperatury w kabine „Apollo” do 0°C, a w kabine LM do kilku stopni. Astronauci nałożyli więc na swe podróże kombinezony skafandry, stanowiące zarazem ostatnie źródło ratunku. Gdyby bowiem wydajność urządzeń klimatyzacyjno-tlenowych statku LM okazała się niewystarczająca dla zasilania wnętrza obu kabin, to zapewne wystarczałyby ona jeszcze przynajmniej do zasilania skafandrów.

Oprócz tego skafandry miały jeszcze własne systemy klimatyzacyjno-tlenowe. Wszakże dwa z nich były przeznaczone do chodzenia po Księżycu. Wydajność tych urządzeń zapewne wystarczyłaby na około 10 godzin.

Jak się jednak okazało, układ klimatyzacyjno-tlenowy kabiny LM miał wydajność wystarczającą, choć nieco za słabo oczyszczał atmosferę z dwutlenku węgla, powodując wzrost jego zawartości do 1% w dniu 15 stycznia o godzinie 5. Zaradcono temu w sposób doraźny przeciągając między wnętrzem kabiny LM i kabiny „Apollo” rurkę z tworzywa sztucznego włączającą w obieg tlenu pochłaniacze chemiczne kabiny „Apollo”.

Niekorzystnej sytuacji termicznej (na przykład wzrostowi ciśnienia helu w jednym ze zbiorników ładownika LM, wywołanemu przez nagrzanie promieniami słonecznymi) usiłowano zaradzić przez wprawienie statku w powolny ruch obrotowy.

W czasie wolnym od zajęć astronauci usiłowali odpoczywać. Był to jednak wypoczynek dość problematyczny. (Na czas odpoczynku Haise lokował się w tunelu przejściowym łączącym obie kabiny). Niestety trudno było ocenić stan zdrowia astronautów gdyż ze względów oszczędnościowych wyłączono teleteryczny system biomedyczny. Polegano więc na informacjach samych astronautów, którzy donosili, że są bardzo zmęczeni, ale jednocześnie wykonywali niezbędne czynności niezwykle sprawnie i nawet z humorem podchodzili do sytuacji, w której się znaleźli.

Rzecz jasna, że ze względów oszczędnościowych wyłączone było w kabine światło i astronauci posługiwali się ręcznymi latarkami. Oprócz tego do obu kabin wpadały przez iluminatory promienie słoneczne, Ziemi i Księżyca.

15 kwietnia o godzinie 14 minut 30 uszkodzony statek wyleciał w obszarze oddziaływania Księżyca, lecąc po prawidłowym torze ku Ziemi.

16 kwietnia o godzinie 0 minut 10 zaczął niesprawnie działać jeden z akumulatorów ładownika LM w wyni-

ku przegrzania, wówczas ośrodek kontrolny w Houston polecił jego wyłączenie. Później okazało się, że prawdopodobnie uległ uszkodzeniu nie akumulator, a wskaźnik temperatury. W tym czasie astronauta mieli następujące zasoby: tlenu na 174 godziny, wodorotlenku litu na 164 godziny, wody na 166 godzin, energii elektrycznej na 110 godzin.

Bardzo niepokojące było, że astronauta ciągle donosili, iż z uszkodzonego członu ułatniają się jakieś gazy (prawdopodobnie z ogniwo paliwowych przez przegrody porowate). Co więcej, z uszkodzonego członu wypadają też jakieś szczątki metalowe. Analiza sytuacji przez utworzony w Houston specjalny zespół ekspertów doszła do wniosku, że przyczyną awarii był prawdopodobnie wybuch zbiornika z tlenem w członie rakiety (astronauta słyszeli w chwili awarii eksplozję).

Dlaczego nastąpił wybuch nie wiadomo. Mało prawdopodobne jest, że mogło to być spowodowane przez uderzenie meteorytu.

16 kwietnia o godzinie 5 minut 31 dokonana została niewielka korektura prędkości lotu, gdyż stwierdzono, że statek porusza się za szybko o 2,2 m/s i minie Ziemię w odległości 160 km. Dla wykonania korektury włączono na 14 sekund silnik hamujący lądownika LM.

Wreszcie nadszedł **ostatni dzień lotu — 17 kwietnia**. Do tego czasu zespół specjalistów opracował program ostatniej fazy powrotu symulując go za pomocą elektronicznych maszyn matematycznych i statku „Apollo”-LM* znajdującego się na Ziemi.

A oto przebieg ostatecznie zrealizowanych operacji. O **godzinie 14 minut 22** odrzucony został uszkodzony człon rakiety statku „Apollo”. Nastąpiło to bez żadnych kłopotów. Następnie astronauta wykonali zespołem LM — kabina „Apollo” manewry wokół uszkodzonego członu rakiety oglądając go i fotografując.

Oględziny te wykazały, że jedna z sześciu sekcji pokrycia członu rakiety zniknęła i uszkodzona jest dysza silnika. Z kolei astronauta wykonali niewielką korekturę prędkości i kierunku lotu (o 0,9 m/s) posługując się silniczkami sterującymi lądownika LM. Chodziło o poprawienie orbity zmienionej manewrowaniem wokół członu rakiety.

Następnie astronauta ułokowali się w kabinie „Apollo” (**około godziny 17 minut 30**) i włączyli jej urządzenia przewidziane na czas ostatecznego — samodzielnego — powrotu kabiny „Apollo” na Ziemię. Na szczęście okazało się, że działają one sprawnie. O **godzinie 17 minut 43** nastąpiło odrzucenie lądownika LM — również bez żadnych kłopotów.

O **godzinie 18 minut 54** kabina wleciała z prędkością 44 500 km/h w atmosferę pod idealnym kątem 6,2°. (Nominalna prędkość wlotu ma wartość około 40 000 km/h).

Hamowanie aerodynamiczne miało przebieg normalny (maksymalne nagrzanie pancerza żaroodpornego miało wartość 2200 °C, podczas gdy wytrzymuje on 2700 °C, maksymalne opóźnienia wynosiły 6 g). Świadczyło to, że pancerz nie uległ na szczęście uszkodzeniu wskutek eksplozji, jaka nastąpiła w członie rakiety statku „Apollo”. Po zahamowaniu „kosmicznego” ruchu kabiny przez opór powietrza dalszy jej spadek odbywał się już z małą prędkością. Na wysokości 7 km rozwinęły się pomocnicze spadochrony, a na wysokości 3 km trzy główne spadochrony, na których kabina osiadła na Oceanie Spokojnym o **godzinie 19 minut 9** w planowanym rejonie odległym od wysp Samoa o 960 km w kierunku Nowej Zelandii. Nastąpiło to w odległości 7 km od oczekującego na kabinę lotniskowca „Iwo Jima”, tak że opadanie kabiny na spadochronach było obserwowane z lotniskowca. Bardzo szybko na miejsce wodowania przybyła więc śmigłowcami ekipa wyławiająca, toteż

już w 40 minut po wodowaniu astronauta znaleźli się na pokładzie lotniskowca. (Wyratowano także kabinę). Natychmiast wykonane badania lekarskie astronautów wykazały, że są oni bardzo zmęczeni, ale w zasadzie zdrowi. Objawy niezbyt ciężkiej choroby wykazywał Haise. Wszyscy trzej stracili jednak na wadze od 3 do 6 kg.

Wnioski

Nie ulega wątpliwości, że niebezpieczna awaria statku „Apollo” 13 pociągnie za sobą wiele skutków.

Obecnie trwają intensywne analizy przyczyny awarii (zapewne przeprowadzi się w czasie nich także symulacje awarii łącznie z symulowaniem wybuchu w próżniowych komorach laboratoryjnych). Nie wiadomo jednak, czy badania te dadzą wynik.

Niezależnie od wyniku celowe jednak prawdopodobnie będzie wprowadzenie do konstrukcji statku „Apollo”-LM dalszych zabezpieczeń. Konieczna też zapewne będzie zmiana programu lotów w kierunku wykorzystywania torów lotu zapewniających swobodny powrót na Ziemię (z czego po wyprawie „Apollo” 11 zrezygnowano)*. Należy sobie jednak zdawać sprawę z tego, że nie istnieją możliwości jakichś radykalniejszych zmian technicznych czy programowo-nawigacyjnych, między innymi dlatego, że statki i rakiety nośne dla najbliższych wypraw zostały już wyprodukowane, a przede wszystkim ze względów ciężarowych.

Bardzo trudne byłoby też jakieś radykalniejsze opóźnienie realizacji programu następnych wypraw i to z bardzo wielu względów zarówno technicznych (już wyprodukowane statki i rakiety nie nadają się do długotrwałego przechowywania), jak nawet i finansowych. Bardzo prawdopodobne jest jednak pewne odroczenie lotu wyprawy „Apollo” 14 planowanego na październik.

Bardzo ważny wniosek stanowi ponowne potwierdzenie znacznie większej odporności i sprawności fizycznej i psychicznej ludzi, niż to się zwykle przyjmuje.

Ze zmian, jakie trzeba będzie wprowadzić, należy wspomnieć o tym, że w czasie następnych wypraw trwać będzie zapewne w ośrodku kontrolnym stały dyżur ekipy awaryjnej, która w czasie awarii wyprawy „Apollo” 13 została zorganizowana pospiesznie i doraźnie i działała w warunkach improwizacji. Niestety nadal nie będzie istnieć możliwość ewentualnego czynnego przyżycia z pomocą uszkodzonemu statkowi, to znaczy wysłania ku niemu wyprawy ratunkowej z Ziemi, ze względu na brak środków technicznych.

Można sobie jednak wyobrazić wysłanie ku Księżycowi jednocześnie dwóch kompletnych statków „Apollo”-LM, jednego z właściwą misją i trzyosobową załogą, a drugiego — tylko z jednym astronautą i służącego jako statek rezerwowy. W razie awarii jednego ze statków drugi mógłby mu przyjść z natychmiastową pomocą.

Wyjaśnić tu należy, że w hali montażowej rakiety „Saturn” 5 można jednocześnie montować cztery takie rakiety i cztery statki „Apollo”-LM i że istnieją na Przylądku Kennedy’ego dwa stanowiska startowe dla rakiety „Saturn” 5. Bardzo wątpliwe jest jednak, aby rozwiązanie to mogło być zastosowane zarówno ze względów technicznych, jak i finansowych.

Pisząc o awarii „Apollo” 13 wypada wspomnieć, że awarie zdarzały się, zdarzają się i będą się zdarzać w technice i nieporozumieniem są głosy zalecające ograniczenie opanowywania Kosmosu. Wszakże bowiem, gdyby w ten sposób podchodzono do wszystkich eksperymentów technicznych, to m.in. po pierwszych katastrofach lotniczych należałoby wstrzymać dalszy rozwój lotnictwa.

* Nie jest to takie pewne, ponieważ w tej fazie lotu silnik statku „Apollo” jest jeszcze dublowany przez silniki statku LM (przyj. redakcji).

KILKA UWAG W UZUPEŁNIENIU do artykułu WYPRAWA „APOLLO” 13

Mimo, że zadania wyprawy „Apollo” 13 nie zostały wykonane, nie można wyprawy tej uznać za fiasko, przyniosła ona bowiem w wyniku niezmiernie cenne doświadczenia w zakresie ratowania astronautów w sytuacji awaryjnej. Lot „Apollo” 13 potwierdził poza tym trafność wybranej przez NASA metody lądowania ludzi na Księżycu. Metoda ta, charakteryzująca się dokonywaniem manewrów spotkania i łączenia na orbicie wokółksiężycowej, wymaga zastosowania dwóch autonomicznych statków kosmicznych — statku macierzystego i statku lądującego na Księżycu. I właśnie to umożliwiło szczęśliwy powrót na Ziemię astronautów z wyprawy „Apollo” 13. Metoda zastosowana w programie „Apollo” zwiększa więc margines bezpieczeństwa wyprawy ludzi na Księżyc w porównaniu z dwoma pozostałymi metodami — lotem bezpośrednim i lotem z manewrami łączenia na orbicie wokółziemskiej. Bowiem obie te metody odznaczają się tym, że ku Księżycowi leci pojedynczy statek i zaistnienie w tej fazie wyprawy awarii wyłączającej z użytku zapasy tlenu, wody i energii elektrycznej — podobnie jak to się stało w statku macierzystym „Apollo” 13 — wykluczałoby wszelką możliwość ratunku. Należy przy tym pamiętać, że zarówno w przypadku lotu bezpośredniego, jak i lotu z łączeniem elementów statku na orbicie wokółziemskiej ciężar jest czynnikiem jeszcze bardziej krytycznym niż w wariantcie wybranym do realizacji programu „Apollo” i dlatego trudno sobie wyobrazić dublowanie całych układów statku. Nie jest wykluczone, że analiza ciężarowa wykazałaby nawet konieczność zastosowania pojedynczego silnika (tzn. że z Księżyca statek startowałby w całości), co jeszcze bardziej zmniejszyłoby margines bezpieczeństwa.

W prasie często pojawiają się wypowiedzi na temat konieczności zapewnienia astronautom 100-procentowego bezpieczeństwa w lotach kosmicznych, m.in. przez zastosowanie statków ratowniczych. Niektórzy uważają nawet, że do czasu wprowadzenia statków ratowniczych należy zaniechać wszelkiej wypraw załogowych na Księżyc. Wypowiedział się już na ten temat w swym artykule dr A. Marks. Warto tu jeszcze przypomnieć, że całkowitego bezpieczeństwa nie zapewnią również podróz pociągiem, samochodem, statkiem i samolotem.

Trwałość zmęczenia konstrukcji samolotu jest oparta na rachunku prawdopodobieństwa i teoretycznie rzecz biorąc możliwe jest np. „odmaszerowanie” skrzydła przed upływem przyjętej trwałości. Stało się tak bodajże trzykrotnie w czasie eksploatacji samolotu transportowego Bristol „Freighter”, a samolot „Comet” 2 dwukrotnie uległ katastrofie wskutek rozerwania kadłuba w wyniku zmęczenia materiału. Pasażerowie samolotów komunikacyjnych pozbawieni są jakichkolwiek możliwości ratunku w przypadku poważniejszego uszkodzenia samolotu podczas lotu, czy w przypadku błędu pilotażowego podczas lądowania lub startu. A przecież można wyobrazić sobie zastosowanie spadochronów do sprowadzenia na ziemię kabiny z pasażerami czy katapultowanych foteli pasażerskich. Nikt jed-

nak nie domaga się takich urządzeń, gdyż wiadomo, że wprowadzenie ich skomplikowałoby budowę samolotów oraz zwiększyłyby koszty ich produkcji i eksploatacji do tego stopnia, że celowość ich użytkowania stałaby się problematyczna. W przeciwieństwie do pasażerów samolotów komunikacyjnych, którzy z usług linii lotniczych korzystają wyłącznie w celu przeniesienia się z miejsca na miejsce, astronauta z racji swego pionierskiego zawodu z góry muszą być przygotowani na poważne ryzyko. Oczywiście, w miarę rozwoju astronautyki stopień bezpieczeństwa wypraw ludzi na Księżyc, czy lotów wokółziemskich będzie się zwiększał (natomiast wyprawy np. na Marsa przyniosą ze sobą nowe problemy). Opracowywane obecnie w USA projekty transportowych statków kosmicznych wielokrotnego użytku będą służyć również do niesienia pomocy znajdującym się w niebezpieczeństwie astronautom. Jednak rozwój tych statków wymaga doświadczeń, których dostarczyć mogą tylko obecne wyprawy załogowe. I właśnie również z tego powodu loty ludzi na Księżyc nie zostaną przerwane mimo fałszywie humanitarnych postulatów niektórych dziennikarzy.

Jeżeli chodzi o pewne szczegóły techniczne lotu „Apollo” 13, warto wyjaśnić, dlaczego bezpośrednio po awarii nie odłączono od statku bezużytecznego już członu raketowego. Chodziło tu mianowicie o to, aby nie wystawić panczerza termicznego kabiny na dłuższe oddziaływanie warunków kosmicznych, aby utrzymać korzystny ze względu na sterowanie położeniem statku rozkład mas i aby zachować korzystne warunki wymiany ciepła. W zbiornikach materiałów pędnych członu raketowego utrzymała się temperatura 15 °C, dzięki czemu zbiorniki te „ogrzewały” urządzenia znajdujące się w członie załogowym ułatwiając w ten sposób ich uruchomienie po odłączeniu statku LM. Normalnie urządzenia te są ogrzewane przez czynnik odbierający ciepło w wymiennikach płytowych, służących do chłodzenia instalacji statku „Apollo”. Po awarii instalacje te nie działały, co wywołało spadek temperatury w kabinie (do +5 °C) i w pomieszczeniach z wyposażeniem członu załogowego. Warto tu jeszcze dodać, że astronauta nie odczuwali zbyt dotkliwie niskiej temperatury dzięki atmosferze tlenowej o niskim ciśnieniu powodującej zmniejszenie wartości współczynnika przewodzenia ciepła.

Obecnie już wiadomo, że przyczyną eksplozji zbiornika z tlenem było uszkodzenie regulatora temperatury w zbiorniku, co spowodowało gwałtowny wzrost ciśnienia tlenu (zarejestrowany on został przez telemetryczne urządzenia ośrodka kontrolnego). Usunięcie przyczyny uszkodzenia jest rzeczą banalnie prostą, zamierza się jednak równocześnie wprowadzić zmiany, które zapobiegą w przyszłości wyłączeniu z pracy ogniwi paliwowych i drugiego zbiornika z tlenem w przypadku eksplozji jednego ze zbiorników. Według wypowiedzi miarodajnych osobistości z NASA nie są to zmiany zbyt rozległe i prawdopodobnie nie spowodują one opóźnienia startu „Apollo” 14.

W. K.

PRENUMERATE

TECHNIKI LOTNICZEJ i ASTRONAUTYCZNEJ

przyjmuje

ZAKŁAD KOLPORTAŻU WCT NOT WARSZAWA, ul. Mazowiecka 12

telefon 26-80-16

TENDENCJE W BUDOWIE TURBINOWYCH SILNIKÓW ŚMIGŁOWYCH O MAŁEJ I ŚREDNIEJ MOCY

Dokończenie

Sterowanie silników

W turbinowych silnikach śmigłowych stosuje się dwa podstawowe rodzaje sterowania: sterowanie skokiem śmigła i sterowanie mocą.

Jak wiadomo, sterowanie skokiem śmigła polega na tym, że wybrana prędkość obrotowa śmigła (w przypadku silników jednowałowych jest to przeważnie stała prędkość obrotowa, niezależna od obciążenia silnika) jest utrzymywana za pomocą regulatora śmigła, który zmienia skok łopat śmigła w zależności od mocy silnika i warunków lotu. Natomiast moc silnika jest nastawiana za pomocą dźwigni przepustnicy. Ten sposób sterowania jest mało efektywny przy pracy śmigła na małym skoku, w związku z czym w czasie kołowania na ziemi, a także w czasie podchodzenia do lądowania, przechodzi się na dodatkowy system sterowania zwany sterowaniem „Beta”. Polega on na bezpośrednim sprzężeniu, przeważnie mechanicznym, skoku łopat śmigła z dźwignią przepustnicy i zapewnia szybką reakcję silnika na ruchy dźwigni przepustnicy. Przy stałym skoku śmigła stała prędkość obrotowa jest utrzymywana przez regulator silnika.

System sterowania silnika skokiem śmigła zastosowano m.in. na silnikach AiResearch TPE 331 i UACL PT6A.

Sterowanie mocą przypomina w swej istocie sposób sterowania turbinowych silników śmigłowcowych [1]. Wybrana prędkość obrotowa śmigła jest mianowicie utrzymywana przez odśrodkowy regulator oddziałujący na wydatek paliwa i zmieniający w ten sposób, w zależności od chwilowego obciążenia śmigła, moc silnika (w przypadku silnika dwuwałowego przez zmianę prędkości obrotowej wytworknicy, w przypadku silnika jednowałowego — tylko przez zmianę temperatury przed turbiną). Prędkość obrotowa jest ustalana przez pilota za pomocą dźwigni zmieniającej napięcie sprężyny regulatora, natomiast moc silnika — za pomocą dźwigni zmieniającej skok śmigła, który dla raz wybranej mocy pozostaje w zasadzie stały. W celu utrzymania kąta natarcia łopat śmigła w określonym zakresie stosuje się urządzenia ograniczające, które przy zmianach prę-

kości lotu zabezpieczają przed nadmiernym spadkiem lub wzrostem kąta natarcia, zmieniając w razie potrzeby skok śmigła. Aby możliwa była praca silnika na maksymalnej mocy mimo wzrostu prędkości samolotu, układ sterowania jest zaopatrzony w urządzenie — włączane przez pilota np. przy starcie i wznoszeniu — które utrzymuje maksymalny kąt natarcia łopat śmigła niezależnie od prędkości lotu. Włączenie tego urządzenia oznacza więc przejście na sterowanie skokiem śmigła. System sterowania mocą jest szczególnie korzystny przy podchodzeniu do lądowania, ponieważ dzięki temu, że utrzymuje on stały skok śmigła (podobnie jak sterowanie „Beta”) małe zmiany prędkości lotu powodują znaczne zmiany prędkości opadania. Wynika to stąd, że zmianom prędkości lotu towarzyszą automatycznie zmiany mocy silnika — zwiększenie prędkości lotu pociąga za sobą spadek mocy silnika, a zmniejszenie prędkości — wzrost mocy. Poważne zalety wykazuje ten system również w locie poziomym działając stabilizująco na prędkość samolotu. System sterowania mocą jest stosowany na silnikach Turbomeca „Astazou”.

Jak już wspomniano, w silnikach jednowałowych utrzymuje się na ogół stałą prędkość obrotową w całym użytkowym zakresie pracy silnika (z wyjątkiem biegu jałowego), co pozwala na szybkie zwiększanie mocy silnika. W przypadku silników dwuwałowych prędkość obrotowa śmigła jest zmniejszana do 70—80% w warunkach przelotowych i do 20% w czasie kołowania (silniki PT6A).

Do układu sterowania silników włączony jest momentomierz — zabudowany w przekładni śmigła — który zabezpiecza silnik przed przekroczeniem maksymalnej mocy, a w silnikach jednowałowych służy również jako czujnik ujemnego momentu (do ustawiania śmigła w chorągiewkę). W niektórych silnikach (np. PT6A) momentomierz jest wykorzystywany jako ogranicznik mocy, który w normalnych warunkach otoczenia nie pozwala na osiągnięcie przez silnik maksymalnej prędkości obrotowej (lub temperatury przed turbiną), a tym samym maksymalnej mocy. Prędkość obrotowa jest zwiększana wraz ze wzrostem temperatury otoczenia lub spadkiem ciśnienia. Umożliwia to utrzymanie stałej mocy silnika w pewnym zakresie temperatury otoczenia i wysokości lotu.

Na ogół stosuje się hydromechaniczne układy sterowania silników, jedynie silniki PT6A zostały wyposażone w pneumatyczny układ sterowania z fluidykowym przełącznikiem, a silniki Allison 250 — w układ pneumatyczno-mechaniczny.

Parametry i wskaźniki

Wartości sprężu — parametru decydującego przede wszystkim o jednostkowym zużyciu paliwa — współczesnych turbinowych silników śmigłowych o małych i średnich mocach zawierają się na ogół w granicach od 6,0 do 8,0. Dolna granica odnosi się głównie do silników dwuwałowych, w których ze względu na prostotę konstrukcji zastosowano jednostopniową turbinę wytwornicy. Zresztą turbina wytwornicy nie stanowi jedyne go czynnika ograniczającego wartości sprężu. Inne czynniki — to dążenie do zmniejszenia ilości osiowych stopni sprężarki i zmniejszenia obciążenia stopnia odśrodkowego oraz chęć uniknięcia stosowania mechanizacji sprężarki koniecznej w przypadku większych wartości sprężu ze względu na mały zapas statecznej pracy. Można obserwować wzrost sprężu w nowych wersjach danego typu silnika w wyniku doskonalenia jego sprężarki. Należy jednak pamiętać o tym, że w parze ze zwiększaniem sprężu powinno iść również doskonalenie innych zespołów silnika i wzrost temperatury przed turbiną, gdyż w przeciwnym przypadku zwiększenie sprężu może się okazać mało opłacalne.

Wartości temperatury przed turbiną — parametru decydującego o jednostkowym zużyciu paliwa i o jednostkowej mocy silnika (tj. pośrednio również o ciężarze silnika) — wynoszą przeciętnie 900—950 °C dochodząc do 1000 °C (silniki Allison 250). Niestety brak jest informacji na temat temperatury przed turbiną silnika „Astazou” 16, w którym zastosowano chłodzenie łopatek wirnikowych pierwszego stopnia turbiny. Temperatura przed turbiną jest tym parametrem, który umożliwia w prosty sposób (prosty w tym znaczeniu, że nie wymaga większych zmian konstrukcyjnych) zwiększanie mocy silnika w czasie jego rozwoju. Ograniczenia temperatury przed turbiną wynikają z wytrzymałości dostępnych materiałów, w szczególności materiałów na łopatki wirnikowe turbiny, trudności stosowania w małych silnikach chłodzenia tych łopatek oraz z wymagań odnośnie trwałości międzyna-prawczej silników.

W ostatnich latach zaobserwować można znaczny wzrost prędkości obrotowych silników. Najlepszą ilustrację tego faktu stanowi porównanie silników starszej generacji Turbomeca „Bastan” o mocy 800—1000 KM i prędkości obrotowej 33 000 obr/min z silnikami Turbomeca „Astazou” 14 i 16 o tej samej mocy i prędkości obrotowej 43 000 obr/min. Przede wszystkim duża prędkość obrotowa przyczyniła się do zmniejszenia ciężaru silników „Astazou” w porównaniu do ciężaru silników „Bastan” (ciężar silnika „Astazou” 14 wynosi 145 kG, a silnika „Bastan” 6 — 212 kG). Również silniki AiResearch TPE 331 o mocy rzędu 700 KM mają prędkość obrotową przekraczającą 40 000 obr/min, a silniki PT6A — 37 500 obr/min. W przypadku silników o mocy rzędu 400 KM (silnik Allison 250-B17) prędkości obrotowe przekraczają 50 000 obr/min. Jest rzeczą oczywistą, że stosowanie dużych prędkości obrotowych jest związane z umiejętnością budowy sprężarek o silnie obciążonych stopniach, tj. sprężarek o dużych względnych

liczbach Macha, pozwalających na stosowanie dużych prędkości obwodowych, a pośrednio — z wysokimi temperaturami przed turbiną dającymi dużą moc jednostkową, dzięki czemu możliwe jest zmniejszenie wydatku powietrza, a co za tym idzie — średnicy sprężarki.

Jednostkowe zużycie paliwa współcześnie budowanych turbinowych silników śmigłowych o małej i średniej mocy waha się od ok. 0,225 do ok. 0,310 kG/KMh. Najmniejsze jednostkowe zużycie paliwa mają silniki „Astazou”, w związku z czym należy przypuszczać, że firmie Turbomeca udało się uzyskać duże sprawności sprężarek (rzędu 81—82%) mimo dużego obciążenia stopni osiowych. Jednostkowe zużycie paliwa w pobliżu 0,300 kG/KMh mają silniki o mniejszych mocach (ze względu na mniejsze sprawności poszczególnych zespołów), silniki starszej generacji, silniki na początku rozwoju (np. czechosłowacki M 601) i silniki TPE 331 z dwustopniową sprężarką odśrodkową.

Moce jednostkowe (moce z 1 kG/s wydatku powietrza) omawianych silników zawierają się w granicach od ok. 200 do ok. 260 KM/kG/s. Są one oczywiście ściśle uzależnione od temperatury przed turbiną i sprawności poszczególnych zespołów silnika.

Ciężar jednostkowy (stosunek ciężaru do mocy) nowych silników kształtuje się znacznie poniżej wartości 0,20 kG/KM. Wskaźnik ten przekracza 0,20 kG/KM dla silników starszej generacji oraz dla silników o najmniejszych mocach. Małe ciężary jednostkowe uzyskuje się przede wszystkim przez stosowanie wysokich temperatur przed turbiną i dużych prędkości obrotowych, nie mówiąc już o tak oczywistych czynnikach, jak konstrukcja, materiały, technologia (np. odlewy cienkościenne) itp.

Podatność eksploatacyjna

Trwałość międzyna-prawcza silników pozostających już od dłuższego czasu w eksploatacji wynosi 1500—2000 h dochodząc w przypadku silników PT6A zastosowanych do napędu samolotów na linie lokalne do 2600 h, a nawet 3000 h. Tak duże trwałości międzyna-prawcze są wynikiem odpowiedniej „filozofii” projektowania silników, ciągłego doskonalenia konstrukcji w oparciu o doświadczenia eksploatacyjne, zastosowania odpowiednich metod eksploatacyjnych, a także wyposażenia silników w układy sterowania wysokiej jakości nie dopuszczające do przekraczania maksymalnych temperatur i prędkości obrotowych, nie mówiąc już o stosowaniu odpowiednich materiałów i metod technologicznych.

W parze z dużą trwałością międzyna-prawczą idzie duża niezawodność pracy współczesnych turbinowych silników śmigłowych, która np. w przypadku silników PT6A charakteryzuje się liczbą 0,04 wyłączeń w locie na 1000 h lotu.

Do ważnych cech eksploatacyjnych omawianych silników należy łatwość obsługi. Przyczynia się do tego prostota konstrukcji oraz modułowa budowa silników, polegająca na tym, że poszczególne zespoły silnika (sprężarka, komora spalania, turbiny) montowane są oddzielnie, a następnie dopiero łączone w jedną całość. Dzięki modułowej budowie silników uzyskuje się łatwość wymiany części i zespołów, zmniejszenie kosztów napraw i skrócenie czasu ich trwania. Na przykład, dzięki modułowej budowie silnika Allison 250 jego sprę-

żarkę można wymienić w ciągu 20 min, a zespół turbin — w ciągu 1 h.

Przyszłe kierunki rozwoju

W ciągu następnego dziesięciolecia można spodziewać się dalszego wzrostu liczby samolotów napędzanych turbinowymi silnikami śmigłowymi o małej i średniej mocy. Podobnie jak dotychczas będą to samoloty wielozadaniowe typu Short „Skyvan”, Let L-410 i IAI „Arava” („Sherpa”), wojskowe samoloty wielozadaniowe i samoloty typu COIN oraz samoloty służbowe i samoloty na linie lokalne, a także niektóre typy śmigłowców sprężynowych.

Wydaje się, że szczególnie samoloty na linie lokalne (z kabiną dającą się w krótkim czasie przestawić z wersji towarowej na wersję pasażerską i odwrotnie), obok samolotów wielozadaniowych, przedstawiają szczególnie szerokie perspektywy dla rozwoju turbinowych silników śmigłowych. Nie należy bowiem oczekiwać, aby na trasach o długości do 300 km znalazły szersze zastosowanie w tym okresie czasu samoloty odrzutowe, nawet z silnikami dwuprzepływowymi o dużych stosunkach wydatków. Chodzi tu o to, że w przypadku samolotów śmigłowych łatwiej jest uzyskać właściwości skróconego startu i lądowania niż w przypadku samolotów odrzutowych. A właśnie krótki start i lądowanie będzie w latach siedemdziesiątych tym czynnikiem, który umożliwi samolotom na linie lokalne konkurowanie z szybkimi środkami komunikacji naziemnej (jak np. pociągi na poduszce powietrznej) i rozgęszczenie w ten sposób naziemnych linii komunikacyjnych. Poza tym samoloty śmigłowe odznaczają się w porównaniu z samolotami odrzutowymi znacznie niższym poziomem hałasu, co również ma ogromne znaczenie w komunikacji „intercity”, a ich koszt wynosi tylko ok. 2/3 kosztu odpowiednich samolotów odrzutowych. Dzięki właściwościom STOL i niskiemu poziomowi hałasu samoloty śmigłowe nowej generacji będą mogły korzystać z dużej ilości małych lotnisk, które zostaną zbudowane w ciągu najbliższych dziesięciu lat. Zaopatrzenie większych lotnisk w pasy STOL pozwoli na korzystanie z tych lotnisk samolotom na linie lokalne bez przeciążania pozostałych pasów, a usytuowanie lotnisk w centrach miast i w bezpośrednim sąsiedztwie małych ośrodków mieszkalnych umożliwi przedłużenie linii lotniczych na tereny, które dotychczas z przyczyn ekonomicznych czy technicznych były pozbawione komunikacji lotniczej. W Stanach Zjednoczonych już obecnie buduje się specjalne lotniska STOL w tzw. korytarzu północno-wschodnim.

Wachlarz samolotów STOL na linie lokalne będzie dosyć różnorodny, poczynając od samolotów z dwoma silnikami o mocy 400 KM, jak np. budowany obecnie w Australii 14-miejscowy samolot wielozadaniowy z silnikami Allison 250-B17, do samolotów z czterema silnikami o mocy 1000 KM, jak np. opracowywany obecnie w Kanadzie 48-miejscowy DHC-7 z silnikami UACL PT6A-50, jakkolwiek w przypadku samolotów o mniejszych mocach należy się liczyć ze stosowaniem również silników tłokowych nowej generacji opracowywanych przez firmy Lycoming i Continental. Firma Grumman projektuje poza tym 30-miejscowy samolot z napędem mieszanym: jednym silnikiem dwuprzepływowym JT15D i dwoma silnikami śmigłowymi PT6A-50.

Jest także prawdopodobne, że turbinowe silniki śmigłowe będą używane do napędu większych samolotów rolniczych (w przypadku samolotów mniejszych większe nadzieje można rokować nowej generacji silników tłokowych).

Wydaje się, że podobnie jak w przypadku silników śmigłowcowych w ciągu najbliższych dziesięciu lat nie należy spodziewać się poważniejszych zmian w budowie i osiągnięciach turbinowych silników śmigłowych. Dalszy rozwój tych silników będzie polegał przede wszystkim na doskonaleniu pod względem przepływowym i konstrukcyjnym poszczególnych zespołów oraz na zwiększaniu trwałości międzynaoprawczej i niezawodności pracy silnika. W wyniku doskonalenia aerodynamiki sprężarek może nastąpić wzrost ich prędkości obrotowej i sprężu (do ok. 10 : 1 przy zachowaniu dotychczas stosowanych ilości stopni sprężarek), a chłodzenie wirnikowych łopatek turbinowych pozwoli na podwyższenie temperatury przed turbiną do ok. 1100 °C. Dla takich silników jednostkowe zużycie paliwa będzie kształtować się na poziomie ok. 0,200 kG/KMh, jednostkowa moc — powyżej 300 KM/kG/s, a jednostkowy ciężar — poniżej 0,15 kG/KM.

Należy tu jednak podkreślić, że tak wysokie wskaźniki nie będą regułą dla przyszłych silników, gdyż w dalszym ciągu duże znaczenie mieć będzie prostota konstrukcji i związana z tym niezawodność pracy i łatwość obsługi. Dlatego też nie wydaje się prawdopodobne, aby szersze zastosowanie znalazły silniki o konstrukcji bardziej złożonej, jak np. opracowywany obecnie do napędu śmigłowców silnik trójwałowy z dwuzespołową sprężarką Rolls-Royce/Bristol Siddeley BS.360. Z tych również powodów (a także ze względu na ciężar i gabaryty) nie zostaną wprowadzone wymienniki ciepła.

Można przypuszczać, że najszersze zastosowanie będą znajdować silniki z oddzielną turbiną napędową o układzie zbliżonym do układu silnika PT6A.

W celu zwiększenia niezawodności pracy silników i ułatwienia ich obsługi zaopatrywać się je będzie we wzierniki umożliwiające przeprowadzanie za pomocą światłowodów wizualnej kontroli sprężarki, komory spalania i turbin. Będzie też chyba możliwe wykonywanie od wewnątrz kontroli radiograficznej.

Jeżeli chodzi o nowe materiały, to prawdopodobne jest zastosowanie na łopatki osiowych stopni sprężarek tworzyw zbrojonych włóknami, np. węglowymi, oczywiście wówczas gdy koszty produkcji tych tworzyw zostaną odpowiednio zmniejszone. Stosowanie tych materiałów będzie przy tym mieć na celu nie tyle zmniejszenie ciężaru sprężarek, których udział ciężarowy w przypadku silników o małych i średnich mocach jest i tak niewielki, lecz wykorzystanie własności zmęczeniowych i wytrzymałościowych tworzyw zbrojonych (związanych m.in. z możliwościami najbardziej korzystnego ukierunkowania zbrojenia) oraz ich odporności na uszkodzenia przez ciała obce.

W latach osiemdziesiątych zakres zastosowań turbinowych silników śmigłowych o małych i średnich mocach może zostać rozszerzony w przypadku wprowadzenia do eksploatacji samolotów pionowego startu i lądowania z przestawialnym skrzydłem (lub przestawialnymi gondolami silnikowymi). Byłyby to samoloty

Dokończenie na str. 26

PRAWO DOSTĘPU DO RYNKU MIĘDZYNARODOWYCH PRZEWOZÓW LOTNICZYCH¹⁾

Punktem wyjściowym przy omawianiu zagadnień ekonomiczno-prawnych międzynarodowego transportu lotniczego musi być określenie jego funkcji w całokształcie gospodarki państw uczestniczących w międzynarodowym obrocie. Otóż pierwotnie na pierwszy plan wysuwano instrumentalną, służebną funkcję transportu wobec innych, nadrzędnych w pewnym sensie rodzajów działalności gospodarczej, jak produkcja, dystrybucja, handel zagraniczny i wreszcie — turystyka, pomijając funkcję, jaką spełnia komunikacja lotnicza w zakresie służb dyplomatycznych, wymiany politycznej, kulturalnej itd., co zresztą ma również swój wyraz ekonomiczny. Obecnie w coraz szerszym zakresie mówi się o innej, samodzielnej funkcji transportu międzynarodowego, m.in. także lotniczego. Rzecz polega na tym, że transport międzynarodowy może przynosić pewne efekty dla gospodarki niezależnie od tego, czy obsługuje inne gałęzie tejże gospodarki. Może to mieć miejsce np. wówczas, gdy nasze przedsiębiorstwo przewozi pasażerów obcych lub obce ładunki między różnymi krajami, przy czym, przewóz nie musi się nawet zaczynać i kończyć na terytorium naszego kraju, ew. może odbywać się tranzytem przez to terytorium. W tych przypadkach można mówić, że transport lotniczy spełnia rolę identyczną z rolą eksportu towarów; jest to eksport usług, będący źródłem zdobywania obcych dewiz i stanowiący jeden z czynników wpływających na kształtowanie się bilansu płatniczego kraju. Idąc dalej, z punktu widzenia bilansu płatniczego państwa tak samo należy oceniać działalność własnego transportu międzynarodowego polegającą na przewożeniu własnych obywateli i ładunków, przez co oszczędza się dla gospodarki narodowej wydatek dewizowy na import usług obcych przewoźników.

Założenia polityki państw

Celowość rozwijania transportu lotniczego ze względu na jego rolę służebną w stosunku np. do handlu zagranicznego i turystyki zagranicznej jest tak oczywista, że można pominąć jej uzasadnianie i ograniczyć się tylko do następującego zagadnienia.

¹ Oszerne omówienie zagadnień poruszonych w artykule z uwzględnieniem punktu widzenia krajów o rozwiniętym transporcie lotniczym znajdujemy w pracach: Wierieszczagin A. N.: *Międzynarodowe woźdusznoje prawo*, Moskwa 1966; Bin, Chen g: *The law of international air transport*, Londyn — N. York 1962; Wassenberg H. A.: *Post-war international civil aviation policy and the law on the air*, 2 wyd., Haga 1962; a także w pracy zbiorowej pod redakcją McWhinney E. i Bradley M. A.: *The freedom of the air*, Leyden-Dobsferry N. York 1968. Ogólny wykład tej gałęzi prawa — zob. Berzowski C.: *Międzynarodowe prawo lotnicze*, Warszawa 1964.

Artykuł ma na celu przedstawienie, w formie uproszczonej, polityczno-prawnej problematyki międzynarodowego transportu lotniczego w zakresie zainteresowań kraju zamierzającego dopiero rozwijać tę dziedzinę działalności. Obecnie nabiera na świecie coraz większego znaczenia samodzielna funkcja międzynarodowego transportu lotniczego, niezależna od potrzeb innych gałęzi gospodarki. Celowość rozwijania przez Polskę międzynarodowego transportu lotniczego z uwagi na jego samodzielną funkcję jest tym większa, że stanowi on w naszych warunkach opłacalną formę uzyskiwania dewiz. Rozwój ten jest hamowany m.in. przez bariery prawne, które ominąć można jedynie przez uruchomienie linii dalekiego zasięgu.

Otóż spotykamy się czasem z poglądem, że dla realizacji obrotów towarowych czy turystycznych ważne jest tylko to, by uzyskać usługę przewozową po odpowiednio niskiej cenie, a nie jest ważne, czy wykona ją przewoźnik krajowy czy obcy. Pomijając fakt, że sam przewóz może przynieść gospodarce korzyści, stwierdzić należy, że poleganie na dłuższą metę na obcej obsłudze transportowej może się okazać kosztownym błędem. Obcemu przewoźnikowi nie zawsze zależy na obsłudze naszego handlu i naszej turystyki i gdy będzie miał możliwość osiągnięcia większych zysków z innych przewozów — albo zysków takich samych, lecz z mniejszym trudem — nie będzie się oglądał na nasze potrzeby. Bo ktoś skłoni obcego przewoźnika do tego, by zapewnił tani przewóz polskich truskawek do Skandynawii czy skandynawskich turystów do Polski, jeśli przewoźnik ten zarobi więcej przewożąc tychże turystów w rejon Morza Śródziemnego?

Celowość rozwijania własnego transportu lotniczego z uwagi na jego samodzielną funkcję, a więc niezależnie od potrzeb innych gałęzi gospodarki narodowej, lecz dla samego zdobywania i oszczędzania obcych dewiz (eksport usług i antyimport), zależy od tego, jak dalece państwu potrzebne są te dewizy i jaki jest koszt uzysku dewiz (efektywnych i oszczędzonych). Rzecz w tym, że nowoczesny transport lotniczy przekroczył już barierę rentowności, o tyle więc „obiektywnie” stanowi opłacalną formę uzyskiwania dewiz; niektóre kraje uważają nawet za celowe dopłacanie do działalności krajowych przewoźników, o ile przemawiają za tym takie względy „subiektywne”, jak potrzeba wyrównania napiętego bilansu płatniczego.

Na szczęście — jak już wiemy — nasze zagraniczne przewozy lotnicze są wysoce opłacalne dewizowo i nie wymagają dotowania. Obciążenia (dewizowe) dla gospodarki narodowej powstają tylko wówczas, gdy chodzi o przewozy (masowe, zamorskie), za które musimy płacić obcym przewoźnikom. Nie własny transport, lecz jego brak przynosi stratę.

Znaczenie jednej i drugiej funkcji transportu lotniczego tłumaczy, dlaczego we współczesnym obrocie międzynarodowym transport ten rządzi się podobnymi prawami ekonomicznymi i podlega podobnym ogólnym zasadom prawa międzynarodowego i polityki międzynarodowej, jak cała międzynarodowa wymiana towarów i usług. Znaczenie drugiej (samodzielnej) funkcji międzynarodowej transportu lotniczego tłumaczy, dlaczego ten rodzaj usług stanowi niekiedy przedmiot oddzielnej regulacji i polityki.

Gdy chodzi o międzynarodowo-prawne podstawy omawianej działalności stwierdzić należy, co następuje.

Wbrew niektórym tradycyjnym poglądom liberalistycznym nie istnieje powszechnie uznana wolność obrotu międzynarodowego ani wolność komunikacji (będącej częścią tego obrotu), w tym również — wolność komunikacji lotniczej. Jedyną powszechnie uznana wolność, to prawo każdego suwerennego państwa do takiego regulowania swych stosunków w tych dziedzinach z innymi państwami, jakie wydaje mu się stosowne. Stąd też wymiana poszczególnych praw (przywilejów, zwanych niezbyt ściśle „wolnościami”) wymaga zgody wszystkich zainteresowanych stron i może być przez każdą z nich opatrzona różnymi warunkami i ograniczeniami.

Polityka państw realizowana w takim systemie prawnym może być, podobnie jak w handlu międzynarodowym w ogóle, liberalna lub restryktywna². O tym, jaka jest decydująca sytuacja geopolityczna państwa, charakterystyka odnośnego rynku przewozowego, zdolność przewozowa i konkurencyjna transportu oraz ocena potrzeb całej gospodarki i opłacalności samego transportu. Polityka może być różna w zależności od tego, w stosunku do jakiego partnera i w jakiej aktualnej sytuacji jest realizowana. Może też być różna w zależności od rodzaju i trasy przewozów.

Okazuje się więc, że dla zapewnienia rozwoju własnego międzynarodowego transportu lotniczego nie wystarczy, że posiadamy rynek³ i że jego eksploatacja byłaby wysoce opłacalna⁴ (nie mówimy o przeznaczeniu odpowiednich środków na sprzęt, szkolenie itd., gdyż decyzja w tych sprawach należy do organu planującego). Konieczne jest jeszcze, aby w istniejącym systemie wymiany przywilejów i w gąszczu rozmaitych restrykcji zapewnić sobie niezbędne prawa do wykonywania przewozów międzynarodowych.

Przywileje i restrykcje

A oto główne dziedziny, w których przejawiać się mogą przywileje lub restrykcje prawne określające i ograniczające nasze możliwości rozwojowe.

1. Określenie linii i wolności lotniczych⁵. Na eksploatację linii lotniczych potrzeba uzyskać niezbędne przywileje, wolności techniczne i handlowe, których rozróżnia się kilka. Co do tzw. dwóch wolności technicznych (przełot i lądowanie techniczne), udzielane są one na ogół bez ograniczeń, a nawet państwa mogą być zainteresowane w tranzytowych lądowaniach obcych samolotów. Wyjątek stanowią państwa o wielkim terytorium lub kluczowym położeniu, starające się zdyskontować te atuty jak najdrożej. Pozostałe wolności, zwane handlowymi, mogą być dwojakiego rodzaju. Mogą dotyczyć ruchu „sąsiedzkiego”, tj. ruchu między terytoriami umawiających się państw albo też ruchu, który można nazwać „cudzym” dla danego przewoźnika, tj. ruchu między terytorium drugiej strony i terytoriami państw trzecich.

Wolności „sąsiedzkie” (wolność 3 i 4) udzielane są w sposób stosunkowo liberalny i to niezależnie od tego, czy chodzi o kraje rzeczywiście ze sobą sąsiadujące i niezależnie od odległości. Na tej zasadzie uzyskaliśmy prawo wykonywania przewozów na liniach łączących Polskę z licznymi krajami, czasem nawet nie utrzymujących z Polską stosunków dyplomatycznych (NRF, Irlandia). Na tej zasadzie Aeroflot i Pan Am wykonują przewozy między ZSRR i USA.

Polityka państw w zakresie przyznawania prawa obsługi ruchu „cudzego” jest znacznie bardziej restryktywna. Stąd też nawet przyznane już dawniej prawa bywają rewidowane, jak to miało miejsce w przypadku cofnięcia „Lotowi” prawa wykonywania przewozów lokalnych między Wiedniem i Atenami. Zaostrzające się restrykcje powodują też, że coraz rzadziej eksploatuje się linie o dużej liczbie lądowań pośrednich, a które — przy posiadaniu samolotów o dłuższym zasięgu — przestają się na ogół opłacać, o ile nie można obsługiwać przewozów na pośrednich odcinkach między krajami obcymi (wolność 5). Restrykcje idą dalej, np. w USA kwestionuje się również słuszność obsługiwaną przez obce linie, dajmy na to holenderskie, przewozów z USA do Holandii, jeżeli dalszym celem ma być przewiezienie pasażerów czy ładunków z Holandii do innych krajów (tzw. wolność 6). Stąd tendencja do ograniczania działalności przedsiębiorstw, które obsługują szczególnie dużo takich przewozów cudzych.

Kierując się własną koncepcją „równoważonej wymiany korzyści ekonomicznych” USA uważają, że potencjał rynkowy wymienianych punktów powinien być równy, a jeśli tak nie jest, to należy to skompensować liczbą połączeń, zakresem praw itp. Nie uważają też, by przebieg linii obu stron musiał być równoległy, ani nie godzą się na ogół na wpuszczenie obcych linii w głąb swego terytorium (np. linii europejskich na swe wybrzeże zachodnie)⁷.

Niemniej jednak nawet w krajach stosujących wobec obcych przewoźników politykę restrykcji (dyktowanej np. przez świadomość wielkiego własnego potencjału terytorialnego i rynkowego, jak w przypadku USA) — łatwiej będzie uzyskać prawa 3 i 4 wolności dla nowego przewoźnika, aniżeli utrzymać czy rozszerzyć przywileje innego przewoźnika, obsługującego cudzy ruch na zasadzie wolności 6. Dla przewoźnika amerykańskiego korzystniejsze będzie włączenie się bezpośrednio do obsługi przewozów z Polski i, do Polski i wpuszczenie za tę cenę polskiego przewoźnika do Ameryki, aniżeli utrzymywanie sytuacji, w której ruch polsko-amerykański obsługiwany jest niemal wyłącznie przez przedsiębiorstwa krajów trzecich (zachodnio- czy środkowoeuropejskich).

2. Zdolność przewozowa. Zdolność ta, którą określa się mnożąc ciężar handlowy samolotów przez liczbę lotów w danym okresie, może być przedmiotem oddzielnej reglamentacji. Kraje mające silne własne linie lotnicze starają się o eliminowanie restrykcji w tym zakresie, inne kraje starają się zapewnić swym liniom ochronę przed nadmierną konkurencją i równy udział w oferowanej zdolności przewozowej. Zasada równych udziałów jest niekiedy kwestionowana, np. przez USA na liniach atlantyckich, na których pasażerowie amerykańscy stanowią ok. 70% ogółu pasażerów. Poza tym ogół państw skłania się raczej ku zasadzie 50/50. Jeżeli „Lotowi” udało się w ciągu kilku lat osiągnąć stosunkowo znaczną przewagę w zdolności przewozowej i przewozach na liniach europejskich, to miało to miejsce głównie w wyniku porozumień z przedsiębiorstwami, które rekompensowały sobie tę nierówność znacznie większymi korzyściami związanymi z obsługą ruchu polsko-amerykańskiego czy w ogóle zamorskiego na długich odcinkach międzykontynentalnych. W miarę, jak działalność w zakresie wolności 6 stawałyby się przedmiotem ograniczeń, np. ze strony USA, przewoźnicy europejscy obsługujący dotąd cudze przewozy zamorskie mogą stać się mniej skłonni do ustępstw na rzecz dowozowych linii „Lotu”. Jakże by nie były powody, nasza przewaga na odcinkach europejskich ostatnio znacznie maleje.

Tak więc za wydłużeniem tras przewozów, choćby częściowo kosztem liczby przewożonych pasażerów czy ton

² Patryn E., Tejchmanowa E., Tarski I.: *Transport w handlu zagranicznym*, Warszawa 1963, oraz Libera K.: *Międzynarodowy ruch osobowy*, Warszawa 1969.

³ Kujawska M.: *Sytuacja Polski na rynku lotniczych przewozów pasażerskich dalekiego zasięgu*, „Technika Lotnicza i Astronautyczna” 1970 nr 1 oraz — w bardziej ogólnym ujęciu Kostia T.: referat generalny w zeszycie specjalistycznym BILC, październik 1969.

⁴ Zylisz M.: *Efektywność ekonomiczna i problemy rozwoju „Lotu”*, „Technika Lotnicza i Astronautyczna” 1970 nr 5, oraz *Opłacalność przewozów lotniczych dalekiego zasięgu*, „Technika Lotnicza i Astronautyczna” 1970 nr 3 i 4.

⁵ Obszerniej na ten temat Zylisz M.: *Tendencje liberalistyczne i protekcyjnistyczne w międzynarodowym transporcie lotniczym*, INP PAN, Studia prawnicze z 20/1963, s. 159—200.

⁶ Zob. tamże, s. 164 i in.

⁷ Na temat polityki amerykańskiej w dziedzinie międzynarodowego transportu lotniczego zob. ITA, *Etudes* 62/17, 63/3 i 63/11. Próby naukowe uzasadnienia polityki USA zob. artykuł L o y F. E., w cytowanym pod 1 zbiorze, *The freedom of the air*, s. 174 i n.

⁸ Zob. prace Kujawskiej M. i Kostii T. cytowane pod 3.

ładunku, przemawia nie tylko wielkość i struktura rynku, nakazująca dokonanie odpowiednich przekształceń sieci naszych połączeń zagranicznych (dałoby to nam automatycznie zwiększenie pracy przewozowej o ok. 2/3). Za wydłużeniem takim przemawia również wyraźna tendencja w polityce regulowania zdolności przewozowej. Na dłuższą metę przedziej można liczyć na uzyskanie 50% udziału w przewozach na linii między Polską i np. Ameryką, aniżeli na utrzymanie ok. 60% obecnego udziału w obsłudze przewozów polsko-amerykańskich, ograniczonej do odcinków europejskich. A przecież nawet przewożąc tylko 10% pasażerów na trasie ok. 7000 km wykonamy większą pracę niż przewożąc 60% pasażerów na 1000-kilometrowych odcinkach europejskich.

3. Taryfy. Jest to niezwykle ważny instrument polityki państw. Obniżka taryf, uzasadniona przy znacznym rozmiarze eksploatacji wielkich samolotów wielkich przedsiębiorstw lotniczych, może stanowić poważną groźbę dla przedsiębiorstw mniejszych z małym sprzętem. Stąd kontrakcja IATA w stosunku do amerykańskich nacisków w kierunku redukcji taryf, zwłaszcza w obliczu „Jumbo-jet”.

Mimo opozycji ogółu mniejszych przewoźników jako nieunikniony skutek wprowadzania dużych samolotów dalekiego zasięgu o zwiększonej wydajności i niższym jednostkowym koszcie przewozu taryfy na dłuższych trasach muszą być stosunkowo niższe (3—4 centy na 1 pkm) aniżeli na odcinkach europejskich (5 centów na 1 pkm). Jeżeli jednak pasażer dalekoduszniejszy trafia na lokalny odcinek obsługiwany przez przewoźnika europejskiego, to ten ostatni otrzymuje stawkę niższą od lokalnej europejskiej. Zmuszony jest brać stawkę obniżoną, choć wykonuje przewóz na odcinku krótkim, na którym jednostkowy koszt przewozu jest stosunkowo wysoki. Oto jeszcze jeden czynnik nie pozwalający na ograniczenie działalności własnych linii zagranicznych do funkcji dewizowych.

4. Wspólna eksploatacja. Niemal wszystkie umowy lotnicze zawierają zastrzeżenia mogące uniemożliwić eksploatację umownych linii przez przedsiębiorstwa, w których przeważająca część własności i rzeczywista kontrola nie należy do państwa, któremu prawa przyznano. USA sprzeciwiają się nawet w zasadzie wszelkim poolom linii lotniczych, choć w stosunku do obcych linii czynione są wyjątki. Nie napotyka natomiast na większe trudności posługiwanie się przez przedsiębiorstwo samolotami oddanymi mu do dyspozycji przez inne przedsiębiorstwo (tzw. eksploatacja zamienna). Jest to bardzo istotne dla przedsiębiorstw

słabszych, które przez połączenie swych zasobów materialnych mogą osiągnąć znacznie lepsze efekty eksploatacyjno-handlowe.

Nasze szanse

Uzyskanie praw eksploatacji linii dalekiego zasięgu dla „Lotu” jest wprawdzie z każdym rokiem trudniejsze, jednak jest nadal możliwe. Szczególnie, jeśli się zważy, iż ok. 2/3 pracy przewozowej linii lotniczych w relacjach z Polski i do Polski stanowią relacje zamorskie. Nawet w najtrudniejszych przypadkach, do jakich należy zaliczyć np. USA, uzyskanie prawa eksploatacji linii na zasadzie wzajemności jest realne. Mimo przewagi ruchu amerykańskiego nad ruchem pochodzącym z Polski, należy stwierdzić, że zawarcie jednostronnej umowy byłoby korzystne dla USA, gdyż uruchamiając linię bezpośrednią do Polski Pan Am zyskałby z pewnością więcej (choćby przez możliwość konkurencji z liniami zachodnioeuropejskimi), aniżeli utraciłby na rzecz „Lotu”.

Oczywiście, w każdej umowie należałoby się zabezpieczyć przeciwko przewadze partnera w oferowanej zdolności przewozowej, gdyż w zasadzie cały ruch między obu krajami powinien być traktowany jako „wspólny rynek”, podlegający równemu podziałowi. Należałoby też zapewnić sobie możliwość wspólnej eksploatacji linii czy też samolotów z innymi partnerami, co jest szczególnie istotne na przyszłość (samoloty Jumbo i SST). Do czasu jednak gdy samoloty „Jumbo” i SST zaczną docierać również do Warszawy, ich konkurencja nawet przy obniżce taryf „Jumbo” nie wydaje się zbyt groźna.

Równocześnie z przygotowaniem linii dalekiego zasięgu staranne opracowanie i uzgodnienia wymagać będzie współpraca z dotychczasowymi naszymi partnerami, z której rezygnować nie można.

W każdym razie uruchomienie linii dalekiego zasięgu wydaje się jedyną drogą ominięcia barier, na jakie napotyka — również pod względem prawnym — dalszy rozwój polegający na zagęszczeniu istniejącej sieci „Lotu” w Europie. Zarówno z punktu widzenia „wolności lotniczych”, jak i w świetle reglamentacji zdolności przewozowej czy taryf nasza szansa na rozwój tego najbardziej przyszłościowego i opłacalnego transportu nabiera realnych kształtów dopiero przy wydłużeniu tras przewozów w kierunkach określonych strukturą naszego rynku. Oczywiście, pod warunkiem przekształcenia przedstawionych wyżej możliwości w konkretne umowy lotnicze.

MYŚLI I WYPOWIEDZI NA TEMAT PRZEMYSŁU LOTNICZEGO

Decyzja władz w sprawie zmiany profilu produkcyjnego WSK Okęcie — Zakładu Lotniczego z tradycji i z zagospodarowania inwestycyjnego — stanowiła zaskoczenie dla pracowników i sympatyków lotnictwa w Polsce. Dziś te sprawy są już przebrzmiałe, choć nie zostały jeszcze przeobrażone. Naszym czytelnikom winni jesteśmy dać źródłową informację co do przyczyn, które spowodowały omawianą decyzję.

W związku z tym — w ślad za „Głosem WSK — Okęcie” 1970 nr 1—2 — podajemy wyjątki z referatu dyr. J. Staszka, wygłoszonego na zakładowym KSR:

- analiza rynku zbytu na wyroby własnej konstrukcji wykazała, że dotychczasowa wielkość produkcji nie jest możliwa do utrzymania,
- występuje silna konkurencja, której WSK sprostać nie jest w stanie,
- konkurencyjne firmy zagraniczne produkujące podobne samoloty w średnich i dużych seriach mają opanowane rynki zbytu

● seryjność produkcji pozwala im na wprowadzenie nowoczesnych metod wytwarzania, co umożliwia kształtowanie cen na niższym poziomie

● dla lepszego wykorzystania powierzchni produkcyjnej powstała konieczność dociągnięcia przedsiębiorstwa asortymentami wyrobów o nielotniczym profilu produkcji

● ostateczny wybór produkcji przeprowadziła komisja powołana przez wicepremiera P. Jaroszewicza, wybrany wariant obejmuje produkcję narzędzi pomiarowych i tnących.

W roku 1970 plan uruchomienia produkcji narzędzi WSK Okęcie obejmuje: pryzmy, noże Fellowsa, noże do głowic, frezy gwintowe, głowice i gwintowniki.

Produkcja pryzm i noży Fellowsa jest przenoszona z Zakładu Świerczewskiego.

W roku 1971 przewiduje się uruchomienie produkcji: czujników zegarowych, podstaw do czujników, wzorców wysokości, narzędzi trzpieniowych, frezów i rozwiertaków oraz narzędzi do wyginania gwintów.

WPLYW GRADIENTU WIATRU NA PILOTAŻ SAMOLOTU

Występowanie dużych poziomych i pionowych gradientów wiatru, zmieniających chwilowo przyrządową prędkość lotu, nie tylko utrudnia sterowanie samolotem lecz może również stać się przyczyną katastrofy, w szczególności w czasie podchodzenia do lądowania. W artykule omówiono warunki występowania gradientów wiatru, przedstawiono przykłady podejścia do lądowania przy istnieniu normalnego gradientu wiatru, gradientu spowodowanego wiatrem tylnym, wiatrem czołowym i porywami wiatru oraz opisano wpływ gradientu wiatru na start, wznoszenie i przelot.

Zmiana prędkości lub kierunku wiatru na określonej odległości nazywa się gradientem wiatru. Zmiana wektora wiatru w płaszczyźnie pionowej nazywa się pionowym gradientem wiatru, a w płaszczyźnie poziomej — poziomym gradientem wiatru. Bezpośrednim następstwem wpływu gradientu wiatru jest zmiana przyrządowej prędkości lotu. Gradient wiatru może nie tylko utrudniać lot, lecz może również stwarzać poważne zagrożenie bezpieczeństwa. Szczególnemu zagrożeniu podlegają te fazy lotu, w których występują zmniejszone prędkości lotu, a więc start, początkowe wznoszenie, oczekiwanie, zbliżanie, podejście do lądowania i lądowanie.

Długo nie doceniano potencjalnego niebezpieczeństwa kryjącego się w zmianach wiatru działającego na samolot. Wynikało to z korzystniejszej reakcji samolotu z napędem śmigłowym w porównaniu z samolotem z napędem odrzutowym na zwiększenie mocy zespołu napędowego podczas lotu z małą prędkością*. Pow-

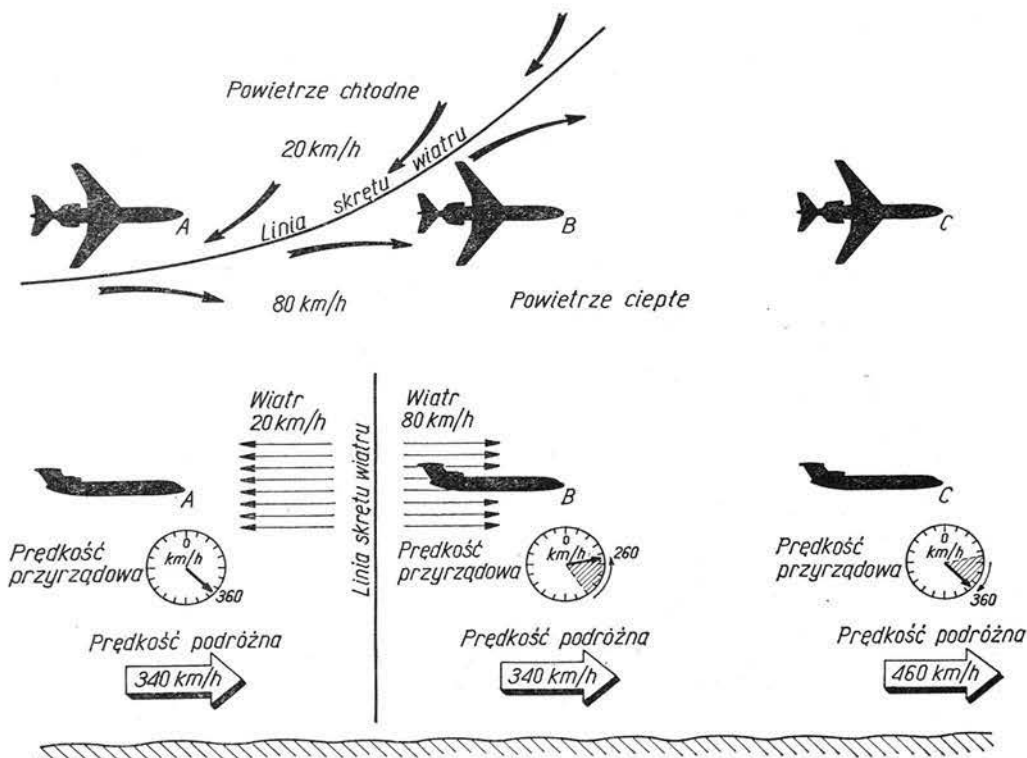
szechne wprowadzenie do eksploatacji ciężkich samolotów z napędem odrzutowym zmusiło do poznania zjawiska gradientu wiatru i uwzględnienia jego wpływu na lot samolotu.

Poziomy gradient wiatru

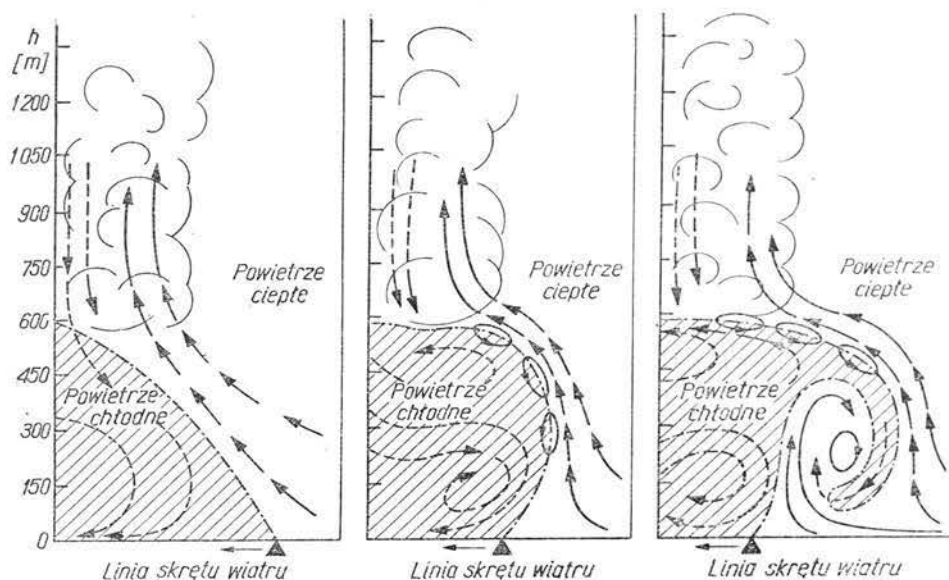
Obserwacje meteorologiczne frontów atmosferycznych, szczególnie chłodnych, oraz lokalnych burz i linii szkwałowych wykazują, że w pobliżu nich powstają gwałtowne zmiany kierunku i prędkości wiatru. Aktywnym burzom towarzyszy zjawisko „pierwszego podmuchu”. Występuje w nim zmiana wektora wiatru proporcjonalna do aktywności jądra burzy. Zmiany wiatru układają się na ogół wzdłuż płaszczyzny tworzącej linię skreću wiatru. Samolot przecinający linię skreću wiatru może w ciągu kilku sekund znaleźć się pod działaniem wiatru całkowicie innego od tego, który działał na niego przed chwilą.

Przyczyną zmiany przyrządowej prędkości lotu samolotu podczas przecinania linii skreću wiatru przedstawia rys. 1. Pokazuje samolot, który w punkcie A lecąc

* Wpływ strumienia zaśmigłowego (przyp. redakcji)



1. Przyczyna zmiany prędkości przyrządowej podczas przecinania linii skreću wiatru



2. Rozwój sytuacji panującej w linii szkwałowej; powstanie rotora burzowego

z prędkością przyrządową 360 km/h pod wiatr o prędkości 20 km/h utrzymuje prędkość podróżną 340 km/h. Pomiędzy punktem A i B leży ostro zarysowana linia skreću wiatru, wzdłuż której wiatr zmienia kierunek na tylny i zwiększa swoją prędkość do 80 km/h. Samolot przelatując przez tę linię prawie natychmiast znajduje się pod działaniem nowego wiatru. Jednak dzięki bezwładności swojej masy będzie starał się zachować poprzednio uzyskaną prędkość podróżną, w wyniku czego prędkość przyrządowa w punkcie B spadnie do 260 km/h. W miarę jak prędkość podróżna będzie wzrastać pod działaniem nowego wiatru do 460 km/h prędkość przyrządowa w punkcie C powróci do 360 km/h.

Przyrządowa prędkość lotu w przedstawionym wyżej przykładzie w rzeczywistości nie spadnie do 260 km/h, gdyż przyspieszanie ruchu samolotu zacznie się już podczas przecinania linii skreću wiatru. Jednak dla celów praktycznych trzeba przyjąć, że przy każdym napotkaniu przez samolot nagłej zmiany kierunku lub prędkości wiatru jego bezwładność spowoduje zmianę przyrządowej prędkości lotu.

Zagadnieniem czasu potrzebnego na odzyskanie przyrządowej prędkości lotu po zmianie wiatru działającego na samolot zajmował się Hasseltine z Air Weather Service of USAF. W badaniach swoich analizował pozorowane podejście do lądowania samolotu, który lecąc z prędkością przyrządową 180 km/h pod wiatr o prędkości 36 km/h, utrzymuje podróżną prędkość lotu 145 km/h, a w okolicy progu drogi startowej przechodzi natychmiast w warunki całkowitej ciszy. Wyniki badań posłużyły do wyznaczenia czasu potrzebnego na uzyskanie w ciszy, na wysokości ciśnieniowej 1000 mb, przy stałej mocy zespołu napędowego podanych niżej podróżnych prędkości lotu:

145 km/h	—	0 s
156 km/h	—	39,9 s
162 km/h	—	77,5 s
173 km/h	—	175,5 s.

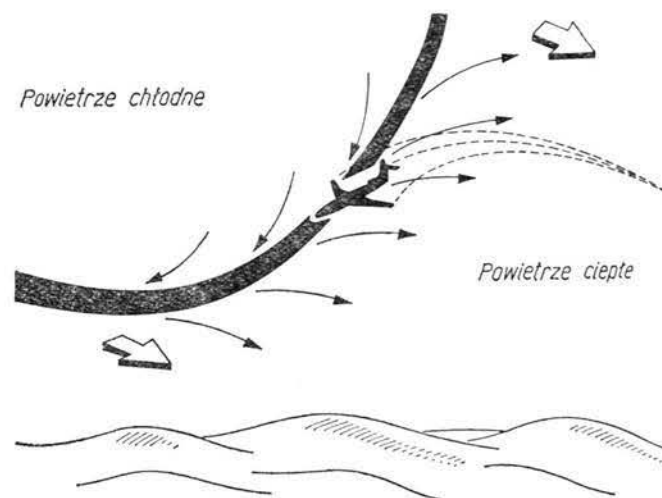
Wystąpienie dużego gradientu wiatru podczas podejścia do lądowania może doprowadzić do przepadnięcia samolotu. Przyjmuje się, że bezpieczna prędkość lądowania nie powinna być mniejsza od prędkości przeciągnięcia samolotu zwiększonej o czołową składową wiatru istniejącą na wysokości 300 m.

Spotkanie linii szkwałowej podczas zakreću stwarza możliwość sumowania się różnorodnych czynników, które mogą stworzyć niebezpieczną sytuację. Analiza synoptyczna sytuacji panującej w linii szkwałowej (rys. 2) wykazuje, że samolot wchodzący w nią może:

- doznać gwałtownej utraty prędkości lotu wskutek napotkania zmian wektora wiatru wzdłuż poszczególnych części toru lotu

- gwałtownie pogłębić przechylenie wskutek działania bocznej składowej wiatru na płaszczyznę skrzydeł
- gwałtownie utracić prędkość i wysokość lotu wskutek wejścia w silny prąd opadający znajdujący się na przedniej krawędzi masy zimnego powietrza.

Analiza synoptyczna zjawisk zachodzących w linii szkwałowej dowodzi, że na półkuli północnej samolot doznaje jednoczesnego działania wszystkich wymienionych czynników tylko podczas zakreću w lewo (rys. 3), a na półkuli południowej — podczas zakreću w prawo*.



3. Zakreću w lewo wprowadzający samolot w linię szkwałową

Z tego powodu zakreću w lewo w naszych szerokościach geograficznych wymaga dużej uwagi, szybkich i skutecznych poprawek.

Pionowy gradient wiatru

Prędkość wiatru w dolnych warstwach atmosfery jest zmniejszona przez tarcie o powierzchnię ziemi. Wpływ tarcia ziemi uwidacznia się do wysokości kilkuset metrów. Wartość pionowego gradientu wiatru w warstwie tarcia zależy od prędkości wiatru, pionowego spadku temperatury, rzeźby terenu itp. Trzeba przy tym uwzględnić, że wiele zjawisk zależy od szerokości geo-

* Zjawisko to ma związek z przyspieszeniem Coriolisa (przyjm. redakcyj)

graficznej, na której występuje. Dla uproszczenia dalsze rozważania będą oparte o przeciętne zjawiska występujące w średnich szerokościach geograficznych półkuli północnej.

Badania gradientu wiatru przeprowadzane w ramach programu „Great Plains Turbulence Programme” wykazały, że średnia prędkość wiatru mierzonego na wysokości 6 m stanowi 82% dziennej i 40% nocnej prędkości wiatru występującego na wysokości 100 m ponad ziemią. Ten sam program analizował przypadki występowania w niektórych częściach świata prądów strumieniowych na małej wysokości. Prędkości wiatru rejestrowane w tych prądach były znacznie większe niż przewidywano na podstawie rozkładu ciśnienia zachodzącego na szczycie nocnej inwersji. Także liczne obserwacje wykazały występowanie dużego gradientu wiatru w ciągu dnia, szczególnie gdy istnieje znaczny gradient ciśnienia lub wyraźna inwersja temperatury powietrza w pobliżu powierzchni ziemi.

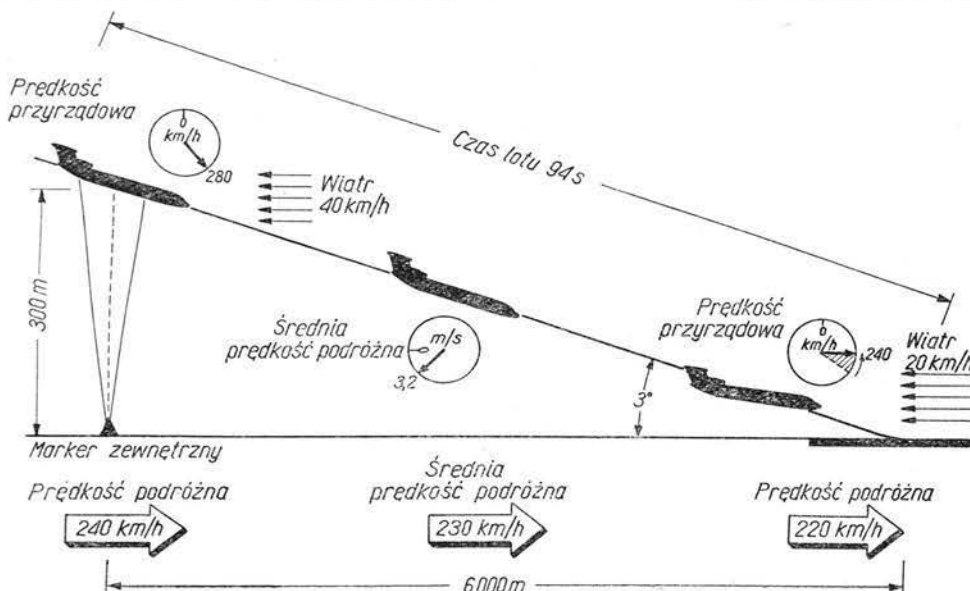
Cechą charakterystyczną gradientu wiatru na małej wysokości jest zmiana kierunku wiatru. Wiatr w swobodnej atmosferze wieje w przybliżeniu równoległe do izobar - wiatr gradientowy. Tarcie o powierzchnię Ziemi nie tylko powoduje zmniejszenie prędkości, ale i zmianę kierunku. Przepływ wiatru przyziemnego odbywa się niemal w poprzek izobar, w kierunku ośrodka niższego ciśnienia atmosferycznego. Pomiedzy wysokością około 1000 m a 100 m skręt wiatru wynosi średnio $20^{\circ}+40^{\circ}$, a w pojedynczych przypadkach dochodzi do $70^{\circ}-90^{\circ}$. Zmianę kierunku poniżej 100 m dla celów praktycznych można pominąć, chociaż występuje ona pod działaniem lokalnych przeszkód terenowych lub warunków frontalnych.

Większości podejść do lądowania towarzyszy wiatr.

Wraz ze zbliżaniem się samolotu do powierzchni Ziemi maleje prędkość wiatru, a więc maleje jego składowa czołowa, co powoduje, szczególnie w końcowej fazie podejścia do lądowania, spadek przyrządowej prędkości lotu.

Podejście do lądowania w warunkach normalnych

Rysunek 4 przedstawia profil podejścia do lądowania z płaszczyzną schodzenia ILS nachyloną o 3° w stosunku do drogi startowej i przecinającej wiązkę markera zewnętrznego (OM) na wysokości 300 m. Długość płaszczyzny schodzenia od markera do punktu przyziemienia wynosi 6000 m. Jako normalne przyjmuje się podejście do lądowania w wietrze czołowym o prędkości 20 km/h na powierzchni drogi startowej i 40 km/h na wysokości 300 m. Rozpatrywany samolot będzie leciał nad markerem zewnętrznym z prędkością przyrządową 280 km/h i przyziemiał z prędkością 240 km/h.



4. Profil podejścia do lądowania w normalnych warunkach

Z danych przedstawionych na rys. 4 wynika, że czas lotu od markera zewnętrznego do punktu przyziemienia wyniesie 94 s, co daje średnią prędkość podrózną 230 km/h i średnią prędkość opadania 3,2 m/s. Zmniejszenie prędkości lotu przyrządowej od markera zewnętrznego do punktu przyziemienia wynosi 40 km/h, a zmniejszenie prędkości podróžnej lotu — 20 km/h. Zmiana prędkości podróžnej tego rzędu jest normalna; kiedy jednak wskutek istnienia dużego gradientu wiatru wartość ta zwiększy się, powstanie niezwykle ważny problem związany z koniecznością szybkiego przyspieszania lub opóźniania ruchu samolotu o ciężarze rzędu 150 T. Problem ten podczas podejścia do lądowania jest o tyle skomplikowany, że z uwagi na bliskość prędkości przeciągnięcia prędkości lotu niewiele można zmniejszyć; zwiększenie prędkości lotu utrudniają opory aerodynamiczne samolotu znajdującego się w konfiguracji do lądowania.

Podejście do lądowania z wiatrem tylnym

Podejście do lądowania z wiatrem tylnym zdarza się często przy cyrkulacji powietrza zachodzącej w sytuacji synoptycznej, przedstawionej na rys. 5. Ruch cyklonowy powietrza w ośrodku niżowym położonym na południe od lotniska wywołuje na wysokości kilkuset metrów wschodni wiatr o prędkości 80 km/h. W pobliżu ziemi wiatr zmienia kierunek na północno-wschodni, prostopadły do głównej drogi startowej. Z tego powodu czołowa składowa wiatru na drodze startowej jest równa zeru, co pozwala lądować z obu kierunków. Kiedy powyżej warstwy tarcia wieje silny wiatr równoległy do drogi startowej, a na ziemi boczny, można w tej samej sytuacji synoptycznej jednocześnie podejść do lądowania z wiatrem czołowym i z wiatrem tylnym. Profil lądowania ze wschodu w sytuacji synoptycznej zilustrowanej na rys. 5 przedstawia rys. 6. W tym przypadku średnia prędkość podróžna od markera zewnętrznego do punktu przyziemienia wynosi 300 km/h, czas lotu 72 s, a średnia prędkość opadania 4,2 m/s.

Porównanie profili podejścia do lądowania z wiatrem tylnym w warunkach normalnych wykazuje, że chociaż w obu przypadkach przyrządowa prędkość lotu zmniejsza się o 40 km/h, to przy wietrze tylnym prędkość podróžna musi zostać zmniejszona o 120 km/h w czasie krótszym o 22 s niż w warunkach normalnych (40 km/h w ciągu 94 s). W tym przypadku wiatr zmienia się prędeziej niż można przyspieszyć lub opóźnić ruch samolotu. Taki gradient wiatru musi znaleźć odbicie w zmianie przyrządowej prędkości lotu.

Podejście do lądowania w tylnym wietrze z dużej wysokości i ze zwiększoną prędkością lotu spowoduje przyziemienie daleko poza punktem celowania. Pozostała część drogi startowej może nie wystarczyć do bezpiecz-

nego zatrzymania samolotu, szczególnie wtedy gdy jest mokra lub zaśnieżona. Najlepiej zapobiegnie temu odejście na drugie okrążenie i precyzyjne powtórzenie manewru podejścia do lądowania. Doświadczenie uczy, że kiedy prędkość lotu jest trochę większa niż żądana, lepiej przyziemić twardo we właściwym punkcie niż czekać na utratę jej w czasie wyrównania nad drogą startową; po przyziemieniu może pozostać zbyt mało miejsca na zatrzymanie samolotu.

Gradient wywołany odwracaniem się kierunku wiatru wewnątrz warstwy tarcia przyziemnego uwidacznia się również podczas zakrętów w lewo, występujących w popularnym lewym kręgu nadlotniskowym, szczególnie w zakręcie wyprowadzającym na końcową prostą. Ponieważ zakręt w lewo i skręt kierunku wiatru wewnątrz warstwy tarcia są przeciwne do ruchu wskazówek zegara, wiatr staje się tylny. Nie sprawia żadnego kłopotu w sterowaniu, ale wywołuje wzrost prędkości podróżnej podczas wykonywania zakrętu.

Podejście do lądowania w wietrze czołowym

Podejście do lądowania z silnym górnym wiatrem czołowym będzie miało miejsce podczas lądowania z za-

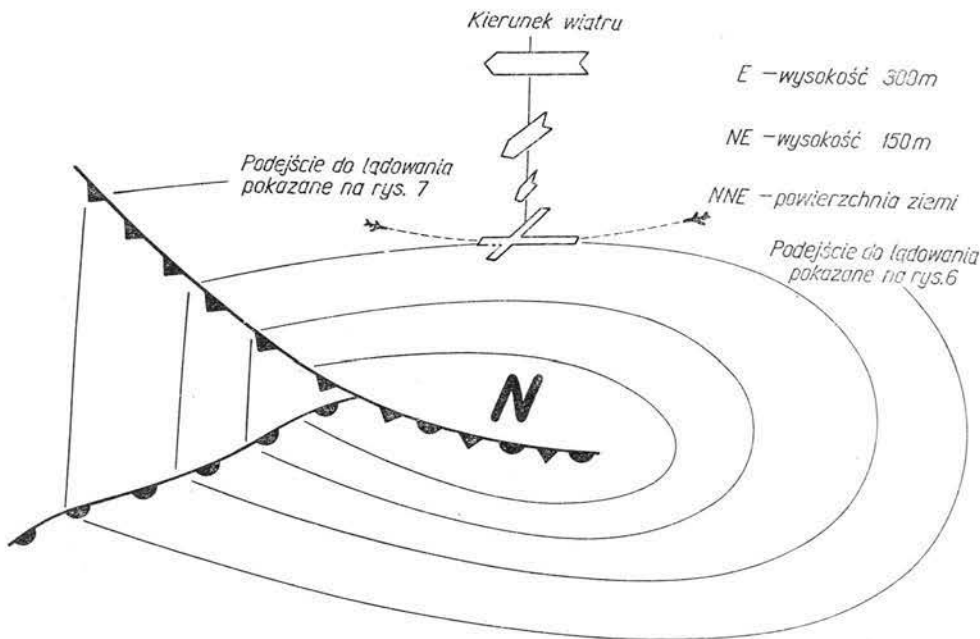
chodu w sytuacji synoptycznej przedstawionej na rys. 5. Profil podejścia w takiej sytuacji przedstawia rys. 7.

Z danych przedstawionych na nim wynika, że średnia prędkość podróżna od markera zewnętrznego do punktu przyziemienia wyniesie 220 km/h, czas lotu 98 s, a średnia prędkość opadania 3,0 m/s. Porównując ten przypadek z profilem podejścia normalnego na rys. 4 widać, że taki gradient wiatru czołowego podczas końcowego podejścia wymaga zwiększenia prędkości podróżnej o 40 km/h zamiast zmniejszenia o 20 km/h. W przeciwnym przypadku samolot zejdzie poniżej ścieżki schodzenia ILS i może wylądować z niedolotem.

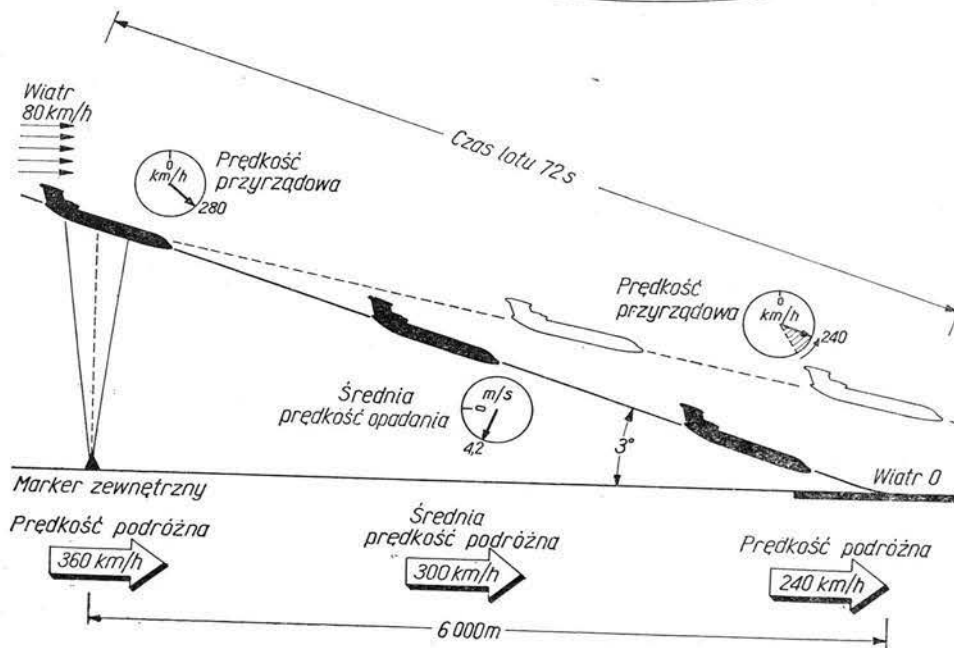
Wraz ze zbliżaniem się samolotu do powierzchni ziemi zmniejsza się składowa wiatru czołowego, co wywołuje tendencję do zmniejszania się przyrządowej prędkości lotu, pomimo że dla uniknięcia tego prędkość podróżna jest zwiększana.

Podejście do lądowania w wietrze porywistym

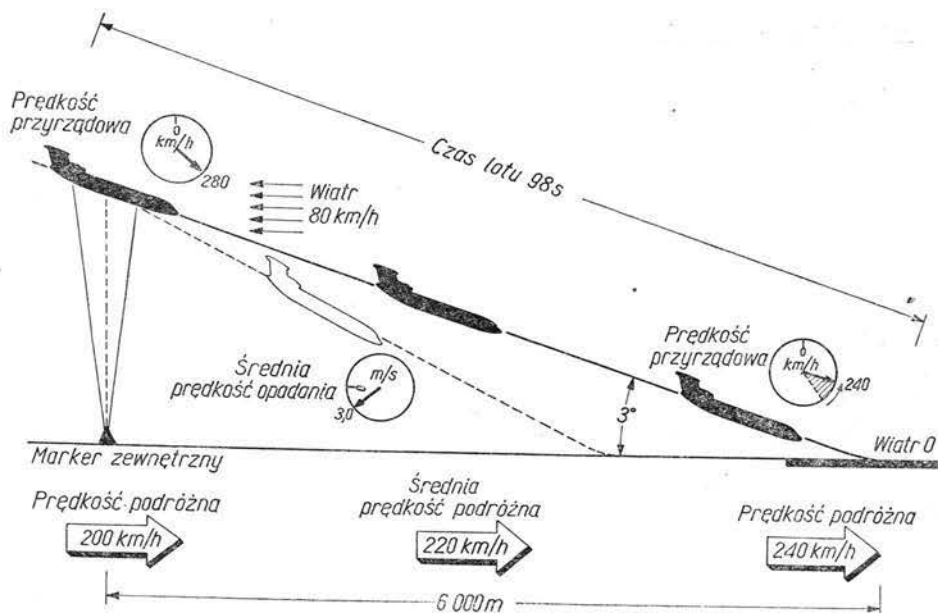
W celu rozpatrzenia problemu podejścia do lądowania w wietrze porywistym przyjąć można przykładowo następujące wartości składowej czołowej wiatru:



5. Ośrodek niżowy i jego wpływ na możliwości lądowania z wiatrem tylnym lub czołowym



6. Profil podejścia do lądowania z wiatrem tylnym



7. Profil podejścia do lądowania z wiatrem czołowym

- wysokość 300 m: średnia 60 km/h, najmniejsza 50 km/h, największa 80 km/h,
- powierzchnia ziemi: średnia 40 km/h, najmniejsza 30 km/h, największa 60 km/h.

Dla uwzględnienia chwilowych zmian wiatru podczas wykonywania manewrów do lądowania większość towarzystw lotniczych zaleca swoim pilotom zwiększenie żądanej prędkości przyrządowej o połowę prędkości porywu wiatru, jednak nie więcej niż o 40 km/h. W podanym przykładzie prędkość porywu (porywistość) wiatru, czyli różnica prędkości między średnią a największą prędkością wynosi 20 km/h, wobec tego prędkość przyrządową należy zwiększyć o 10 km/h. Tak więc prędkości przyrządowe dla podejścia do lądowania w omawianych poprzednio przykładach wyniosą 290 km/h na markerze zewnętrznym i 250 km/h podczas przyziemienia; prędkość podróżna wyniesie odpowiednio 230 km/h i 210 km/h.

Zwiększenie prędkości ma na celu zapobieżenie zmniejszeniu się jej wskutek porywów wiatru poniżej prędkości przeciągnięcia. Zwiększona prędkość lotu w czasie końcowego zakrętu na prostą jest szczególnie ważnym wymaganiami; w przechyleniu wzrasta prędkość przeciągnięcia, a wypuszczone podwozia i klapy zwiększają opór utrudniając rozpędzenie samolotu. W skrajnie porywistym wietrze należy, jeśli to możliwe, unikać lądowania.

Wpływ gradientu na start, wznoszenie i przelot

Korzystnym czynnikiem w czasie startu, wznoszenia i przelotu jest rozwijanie dużej mocy przez zespół napędowy lub znaczną wysokość lotu; pozwala to na szybkie dostosowanie prędkości lotu do nowych warunków. Pomimo to skrajnie duży gradient wiatru może wywołać poważne problemy w każdej fazie lotu.

Napotkanie intensywnej linii szkwałowej zaraz po starcie jest bardzo niebezpieczne, gdyż prędkość lotu nie może być wówczas zmniejszona. W tej fazie lotu spadek prędkości przyrządowej o 100 km/h prawie na pewno wywoła katastrofę. Także startując w warunkach bardzo porywistego wiatru należy tak zwiększyć prędkość przyrządową, aby poryw wiatru nie zmniejszył jej poniżej prędkości przeciągnięcia. W przypadku zbliżania się linii szkwałowej lub występowania porywistego wiatru należy z reguły unikać startu.

Duży gradient wiatru napotykanym podczas wznoszenia może stać się niebezpiecznym szczególnie w początkowej fazie, gdy prędkość przyrządowa jest jeszcze bliska prędkości przeciągnięcia. Przypadkom tym najlepiej zapobiegać przez osiągnięcie takiej przyrządowej prędkości lotu przed rozpoczęciem wznoszenia, która pod dzia-

łaniem gradientu wiatru nie pozwoli na zmniejszenie się jej poniżej bezpiecznej.

Gradient wiatru dla nowoczesnego samolotu lecącego na wysokości przelotowej z przelotową prędkością lotu jest bardziej niewygodny niż niebezpieczny, tym niemniej dużemu gradientowi wiatru towarzyszy na ogół turbulencja proporcjonalna do prędkości lotu. Dlatego, zawsze gdy wystąpi prawdopodobieństwo spotkania dużego gradientu wiatru stosuje się zmniejszenie prędkości lotu do przyrządowej prędkości lotu w burzliwym powietrzu.

Od niedawna na dużych lotniskach rozpoczęto podawanie pilotom, wykonującym zbliżanie i podejście do lądowania, informacji o aktualnym gradientie wiatru; jednak sposób pomiaru gradientu i przekazywania wyników są nadal przedmiotem badań naukowych.

Wartość pionowego gradientu wiatru powinna być przekazywana pilotom przed startem i przed rozpoczęciem podejścia do lądowania. Pomiar musi być dokonany w obszarze początkowego wznoszenia i końcowego podejścia do lądowania, ze szczególnym uwzględnieniem wysokości do 60 m.

Podczas startu i lądowania w warunkach meteorologicznych kat. I wystarczy określenie opisowe wartości pionowego gradientu wiatru.

Podczas startu i lądowania w warunkach meteorologicznych kat. II należy podawać wartość składowej równoległej i prostopadłej (do pasa lotniskowego) gradientu pionowego wiatru, gdy tylko przekroczy ona 9 km/h/30 m.

Zanim zostanie opracowany standardowy i wiarygodny system pomiaru i definiowania gradientu wiatru, piloci mogą określać go w przybliżeniu na podstawie:

- obliczania składowych wiatru z danych uzyskanych drogą aktualnych pionowych sondaży atmosfery i przewidywanie na ich podstawie gradientu wiatru wzdłuż planowanego toru lotu,
- istnienia gwałtownych i stosunkowo długotrwałych zmian przyrządowej prędkości lotu o ponad 20 km/h,
- nieoczekiwanego uciekania do góry lub do dołu wskaźnika położenia na ścieżce schodzenia ILS,
- nieoczekiwanych i gwałtownych zmian kąta znośzenia,
- bezpośredniego odczytu składowej równoległej wiatru i jej zmian uzyskanego z porównania wskazań prędkościomierza ciśnieniowego i prędkościomierza prędkości podróżnej systemu Dopplera.

Dokończenie na III str. okładki

NIKTÓRE MOŻLIWOŚCI ZASTOSOWANIA IZOTOPÓW PROMIENIOTWÓRCZYCH W BADANIACH SPRZĘTU LOTNICZEGO

Prace dotyczące stosowania izotopów promieniotwórczych w badaniach sprzętu lotniczego idą w dwóch kierunkach. Pierwszy kierunek to wykorzystanie izotopów do badania procesów termodynamicznych i mechanicznych, takich jak: określenie rozkładu temperatur na łopatkach turbin, pomiary gęstości gazów na wylocie z dyszy silnika odrzutowego, zmiany luzów i szczelin w silnikach turbinowych itp., drugi — to stosowanie izotopów jako źródeł promieniowania w defektoskopii i diagnostyce uszkodzeń i zużycia części mechanicznych poszczególnych agregatów i całych zespołów sprzętu oraz wyposażenia lotniczego. W artykule przedstawiono wyniki wybranych prac z tego zakresu będących dorobkiem Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych.

Jednym z istotnych problemów w konstrukcji silników turbinowych jest problem luzów i szczelin. W czasie pracy silnika, pod wpływem wysokich temperatur, dużych prędkości obrotowych itd. luzy i szczeliny, na przykład turbiny, ulegają zmianie, a ich wielkość wpływa na sprawność i osiągi silnika.

Do badania zmian luzów osiowych i promieniowych turbiny w czasie pracy silnika wykorzystano izotopy promieniotwórcze znaczników położenia części.

Problem luzu osiowego został rozwiązany wcześniej i opisany w pracy [1], metodę pomiaru luzu promieniowego (wierzchołkowego) łopatek turbin opracowano w ITWL w ostatnim okresie [2].

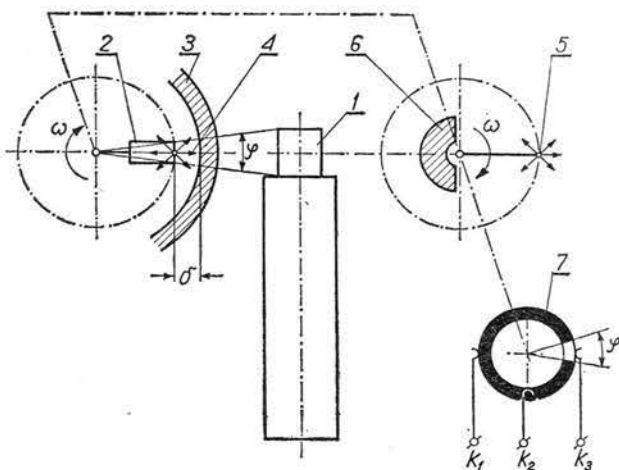
Schemat układu do bezstykowego pomiaru luzu promieniowego δ turbiny silnika przedstawia rys. 1, natomiast blokowy schemat elektroniczny — rys. 2.

Zasadą metody jest pomiar natężenia promieniowania gamma emitowanego przez źródło izotopowe (P) umie-

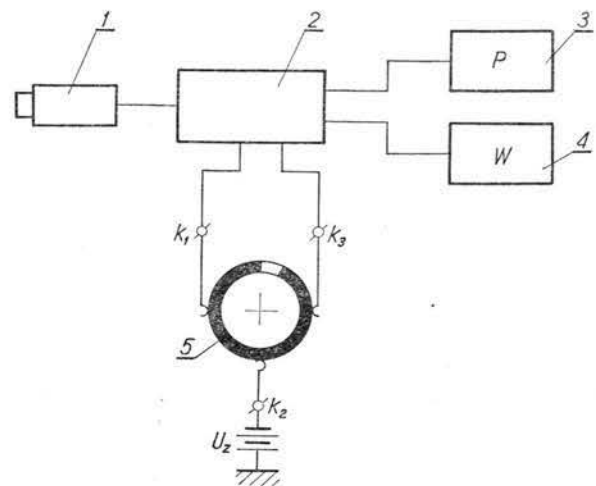
szczone w łopatkę turbiny [2]. Natężenie promieniowania jest funkcją odległości źródła od detektora promieniowania. Pomiar liczby zliczeń odbywa się tylko w wybranym wycinku kątowym φ . W celu uzyskania odpowiednio dużej dokładności pomiaru zastosowano w układzie drugie źródło kontrolne (W) emitujące także promieniowanie gamma. Umożliwia to eliminowanie błędów aparatury elektronicznej. Pomiary liczby zliczeń N_p i N_w od źródeł P i W następują kolejno z przesunięciem czasowym odpowiadającym połowie obrotu. Rozdzielanie impulsów odbywa się za pomocą bloku 2 i komutatora ze szczotkami k_1, k_2, k_3 .

Wartość szczeliny δ wyznacza się z wykresu za pomocą doświadczalnie określonego dla danych warunków pracy silnika współczynnika η , będącego stosunkiem liczby zliczeń N_p i N_w .

Na rysunku 3 pokazano przykładowo wyniki pomiarów luzu wierzchołkowego δ uzyskane na stanowisku

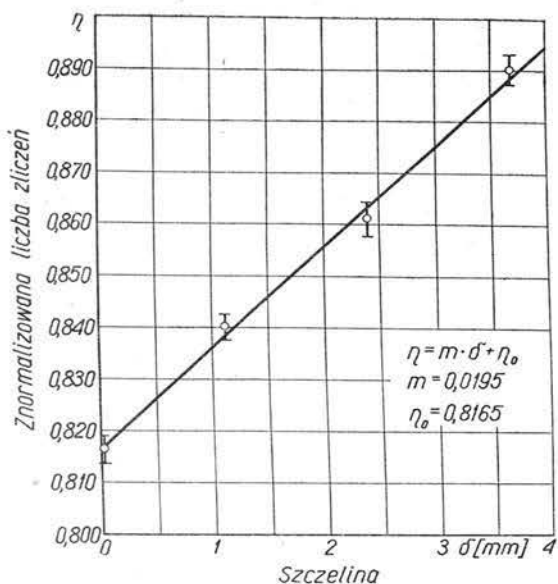


1. Schemat układu do bezstykowego pomiaru luzu promieniowego (wierzchołkowego) łopatki turbiny silnika odrzutowego: 1 — detektor promieniowania, 2 — łopaska turbiny, 3 — korpus silnika, 4 — źródło promieniowania, 5 — kontrolne źródło promieniowania, 6 — przesłona z ołowiu, 7 — komutator



2. Schemat blokowy układu elektronicznego do pomiaru luzu promieniowego:

1 — detektor promieniowania, 2 — urządzenie rozdzielające impulsy, 3, 4 — liczniki elektroniczne, 5 — komutator



3. Wyniki pomiarów szczeliny δ na stanowisku laboratoryjnym

laboratoryjnym. Krzywą cechowania wyznacza się doświadczalnie na silniku nie pracującym.

Wyniki badań wykazały przydatność metody do określania luzu promieniowego z błędem mniejszym od $\pm 0,12$ mm. W badaniach używano źródeł wykonanych z Cs-137.

Opisana metoda może być stosowana w badaniach nowo opracowywanych silnikach lotniczych. Dla silników znajdujących się w eksploatacji zaproponowano inną izotopową metodę rejestracji minimalnej dopuszczalnej wartości szczeliny między wirującą łopatką a obudową turbiny [10].

Prace teoretyczne i doświadczalne Szczecińskiego i Szymanika [11] doprowadzają do stwierdzenia, że podstawowym parametrem limitującym przydatność eksploatacyjną silnika lotniczego jest luz promieniowy łopatki turbiny. W związku z tym zaproponowano następujący sposób kontroli tego luzu, a ściślej kontroli stanu wystąpienia minimalnego luzu w dowolnej chwili pracy silnika. W obudowę turbiny wkreca się trzpień z umieszczoną na końcu warstwą izotopu promieniotwórczego o mikronowej grubości. Trzpień wkreca się na głębokość minimalnej, dopuszczalnej wielkości luzu promieniowego charakterystycznego dla danego rodzaju silnika. W czasie kontroli luzu stwierdza się istnienie lub brak źródła — które może być zdjęte przez łopatkę, jeżeli wystąpi jej nadmierne wydłużenie — za pomocą dowolnego typu przyrządu służącego do wykrywania promieniowania jądrowego. Przyrząd taki może być włączony w układ automatycznej sygnalizacji stanu technicznego silnika.

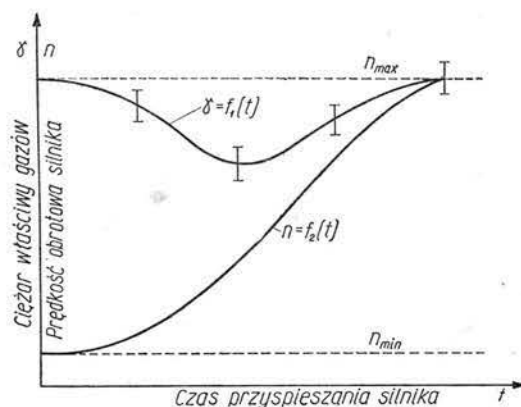
Innym problemem, jaki udało się rozwiązać za pomocą izotopów, jest pomiar gęstości gazów o wysokiej temperaturze, wypływających z dużą prędkością. Takimi parametrami odznaczają się gazy wypływające z dysz silników odrzutowych i raketowych. Opracowaną metodę opisano dokładnie w pracach [3] i [4]; polega ona na pomiarze zmian natężenia wiązki promieniowania beta, przechodzącego przez strumień wypły-

wających gazów. Do pomiaru gęstości gazów wypływających z silnika odrzutowego zastosowano izotop beta promieniotwórczy Tl-204, który jest obecnie łatwo dostępny. Pomiar przeprowadza się za pomocą typowej aparatury elektrycznej służącej do badań w technice jądrowej. Metoda umożliwia badanie gęstości gazów podczas ustalonego wypływu oraz podczas przyspieszania silnika. Na rysunku 4 pokazano przykładowo (dla jednego z silników odrzutowych) charakter zmian ciężaru właściwego gazów γ w funkcji czasu podczas procesu przyspieszania silnika od minimalnej do maksymalnej prędkości obrotowej.

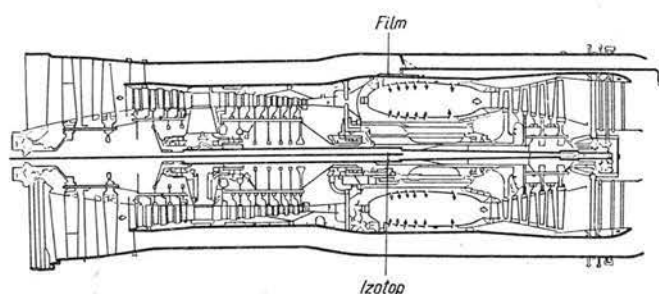
Wykorzystanie izotopów promieniotwórczych jako źródeł promieniowania w defektoskopii i diagnostyce nabiera szczególnego znaczenia w związku z tendencją przeprowadzania możliwie dokładnych przeglądów silników na lotniskach. Liczne prace i publikacje wskazują na niebywały postęp w tej dziedzinie. Szeroko rozważa się obecnie możliwość defektoskopowego badania całych silników [5], [6].

Na rysunku 5 pokazano sposób badania komory spalania silnika dwuprzepływowego za pomocą defektoskopii izotopowej. Należy podkreślić, że do badań silnik musi być odpowiednio przystosowany. Przede wszystkim powinien mieć zapewniony dostęp do drążonego wału głównego.

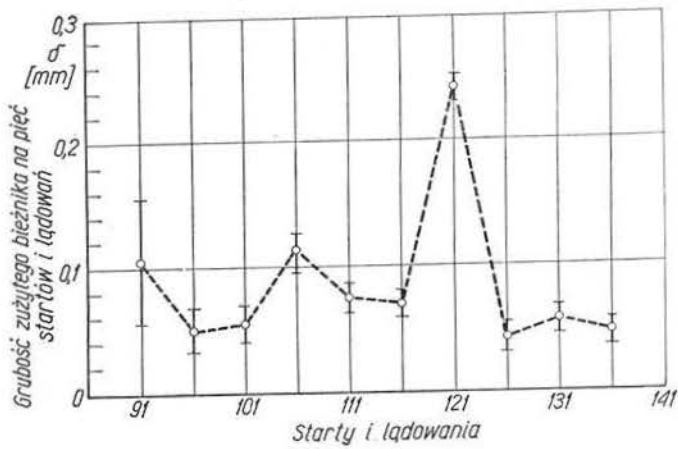
Prace wykonane w ITWL potwierdzają także dużą przydatność defektoskopii izotopowej w diagnostyce zespołów i agregatów mających mechaniczne części ruchome (sprężyny, zapadki, zawory). Zastosowanie izoto-



4. Zmiana ciężaru właściwego gazów na wylocie z dyszy i prędkości obrotowej silnika w funkcji czasu podczas procesu przyspieszania



5. Przekrój silnika odrzutowego z zaznaczonym filmem i izotopem do badania komory spalania



6. Zużycie bieżnika na pięć startów i lądowań

pów może wykluczyć lub potwierdzić uszkodzenie części, do których nie ma dostępu.

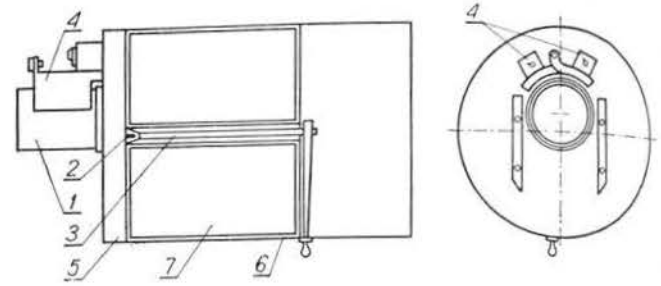
Własności izotopów promieniotwórczych umożliwiają bardzo szerokie ich wykorzystanie do badania zużycia różnego rodzaju części i ogumienia. Miękkie promieniowanie gamma Tm-170 znalazło zastosowanie do badania zużycia (ścieranie się) opon lotniczych. Badanie takich opon polega na umieszczeniu w oponie, a ściślej w bieżniku opony, źródła promieniowania i pomiarze natężenia tego promieniowania, którego wartość jest proporcjonalna do całkowitej grubości warstwy gumy przez jakie przechodzi. Pomiaru mogą odbywać się w warunkach laboratoryjnych i podczas startów i lądowań. Pomiar zużycia opony, wykorzystujący pomiar absorpcji promieniowania, uniezależnia wyniki pomiarów od temperatury opony oraz umożliwia ciągle śledzenie jej zużycia w funkcji startów i lądowań [7], [8].

Na rysunku 6 pokazano przebieg zużycia bieżnika opony przedniego koła samolotu ma pięć startów i lądowań. Pięć startów i lądowań, od 117 do 121, wykonano przy zwiększonej prędkości oderwania i przyziemienia samolotu, w związku z czym otrzymano prawie czterokrotny wzrost zużycia opony. Uzyskane dokładności badań wskazują na dużą przydatność tej metody.

Izotopy promieniotwórcze znalazły także zastosowanie w budownictwie lotniskowym. W ITWL od wielu lat wykorzystuje się przenośne sondy radiometryczne do określania ciężaru objętościowego i wilgotności gruntu.

Przy określaniu własności fizykomechanicznych wykorzystuje się zjawisko rozpraszania promieniowania gamma i spowalniania neutronów w stosunkowo dużych objętościach gruntów. Metody te są przeznaczone do badań połowych.

W laboratoryjnych badaniach własności gruntów zachodzi konieczność określania wilgotności małych objętości gruntów z dużą dokładnością (rzędu 1%). Opracowane w ITWL urządzenie służące do takich pomiarów przedstawiono na rys. 7 [9]. Urządzenie to, wykorzystujące źródło neutronowe, umożliwia określenie wilgotności gruntu w czasie kilkunastu minut. Dotychczasowa klasyczna metoda suszenia i ważenia gruntu wymagała prawie 24 godzin. Urządzenie i metoda pomiaru zostały zgłoszone do Urzędu Patentowego.



7. Schemat urządzenia do określania wilgotności małych objętości gruntów:

1 — cylinder aparatu CBR, 2 — źródło Po-Be, 3 — przewodnica, 4 — przełączniki, 5 — ołów, 6 — bor w postaci H_3BO_3 , 7 — parafina

Przedstawione przykłady wykonanych prac potwierdzają bardzo szerokie i różnorodne możliwości wykorzystania izotopów promieniotwórczych w badaniach sprzętu lotniczego i technice budownictwa lotniskowego. Metody izotopowe charakteryzują się pewną specyfiką, ich stosowanie wymaga bowiem wyspecjalizowanego personelu i odpowiedniego laboratorium oraz ścisłego przestrzegania przepisów bhp. W związku z tym izotopy promieniotwórcze należy stosować tam, gdzie inne metody zawodzą albo wtedy, gdy przynoszą one duże korzyści badawcze lub ekonomiczne.

Literatura

1. Kwiatkowski P.: *Pomiar luzu pomiędzy łopatką turbiny i kierownicy za pomocą izotopów promieniotwórczych*, „Technika Lotnicza” 1961 nr 10.
2. Lewitowicz J.: *Opracowanie metody bezstykowego pomiaru luzu wierzchołkowego w turbinie silnika odrzutowego*, ITWL; Sprawozdanie z pracy naukowo-badawczej, 1963.
3. Lewitowicz J.: *Pomiar gęstości gazów wylatujących z dyszy silnika odrzutowego za pomocą izotopu promieniotwórczego*, III Sympozjum Zastosowań Izotopów, Szczecin 1966.
4. Lewitowicz J.: *Nowa izotopowa metoda pomiaru ciężaru właściwego gazów uchodzących z dyszy turbinoowego silnika odrzutowego*, „Technika Lotnicza i Astronautyczna” 1966 nr 4.
5. Fielder A. W.: *Radiography of jet engines*, „Aeroplane and Comm. Aviat.” News. nr 111, 2345, 1966.
6. Walker H. D.: *Inspection of jet engines by radioisotope*, Proceedings of a Symposium on Radioisotope Applications for Aerospace; Dayton USA 1966.
7. Korman A.: *Metody izotopowe pomiaru zużycia opon lotniczych*, „Informator ITWL” 1966 nr 23.
8. Lewitowicz J.: *Badanie zużycia opon lotniczych metodą izotopową*, „Technika Lotnicza i Astronautyczna” 1968 nr 12.
9. Korman A., Lewitowicz J., Marczewski Z.: *Zastosowanie neutronowej metody pomiaru wilgotności gruntów w badaniach Proctora i CBR*, III Sympozjum Zastosowań Izotopów, Szczecin 1966.
10. Lewitowicz J.: *Sposób określania minimalnej, dopuszczalnej wartości szczeliny pomiędzy wirującą łopatką turbiny lub sprężarki w maszynie wirnikowej a obudową oraz urządzenie do stosowania tego sposobu*, Zastrz. patentowe w UP 1969.
11. Szczeciński S., Szymanik R.: *O pewnej metodzie zwiększenia niezawodności pracy silników lotniczych*, „Biuletyn WAT” 1967 nr 4/176.

SAP – NOWY LOTNICZY MATERIAŁ KONSTRUKCYJNY

Spośród wielu materiałów konstrukcyjnych, które były lub są obecnie stosowane w budowie samolotów, stopy Al zajmują jeszcze nadal czołową pozycję. Praktycznie biorąc jedynie tworzywa sztuczne i stopy tytanowe przewyższają je swymi wskaźnikami*. Należy jednak pamiętać o tym, że tworzywa sztuczne ulegają szybko starzeniu, są znacznie bardziej niż metale ograniczone zakresem temperatur pracy i mają niekorzystne własności reologiczne. Na obecnym etapie swego rozwoju nie mogą być jeszcze materiałami masowego zastosowania w lotnictwie, choć są niewątpliwie materiałami przyszłości**.

Stopy tytanowe zaś, tak dziś jak i w najbliższym czasie, ze względu na dość złożony proces produkcyjny czystego tytanu są materiałami kosztownymi i w tym względzie przegrywają konkurencję z tanimi, bardzo już popularnymi stopami Al.

Charakterystyczną cechą współczesnego lotnictwa jest przechodzenie na coraz większe prędkości lotu. Powoduje to z kolei powstawanie nowych kryteriów oceny przydatności użytkowej tradycyjnych materiałów konstrukcyjnych. Dotychczasowe wymogi ograniczające się w zasadzie do możliwie największej wytrzymałości, przw małym ciężarze właściwym są już niewystarczające. Do niedawna materiałem optymalnym był ten, który miał najwyższy wskaźnik lekkości, wyrażany stosunkiem wytrzymałości do ciężaru właściwego. Dziś, nagrzewanie się konstrukcji samolotów w czasie lotów z prędkościami naddźwiękowymi do temperatur przekraczających 200 °C czy nawet 250 °C stawia dalsze wymagania: równoczesnego zachowania żaroodporności i żarowytężymości konstrukcji przynajmniej w zakresie temperatur podwyższonych, w przedziale 200—400 °C.

Wymagania te zaostrzają się z roku na rok i zaczynają w coraz większym stopniu ograniczać możliwości sto-

* Sosna jako materiał mało odporny na uderzenia mechaniczne, gnicie, butwienie, wpływ wilgoci itp. jest materiałem coraz mniej przydatnym i nie może być brana w rachubę mimo ciekawych wskaźników (przyp. autora)

** Np. tworzywo Hyfil ma bardzo dobre własności wytrzymałościowe w temperaturze otoczenia i podwyższonej, ale jego cena sprzedażna wynosi kilkadziesiąt dolarów za 1 kg (przyp. autora)

Artykuł zawiera krótką charakterystykę spieków aluminiowych tzw. SAP, w zakresie ich podstawowych własności fizycznych, wytrzymałościowych i technologicznych na tle najważniejszych konstrukcyjnych stopów Al typu durali i stopów specjalnych, przeznaczonych do pracy w temperaturach podwyższonych, oraz wskazuje kierunki i perspektywy zastosowań SAPów w budowie współczesnych samolotów

sowania do budowy współczesnych samolotów wielu znanych, popularnych stopów Al, np. durali. Jak bowiem wiadomo, już przy temperaturze 180—200 °C zaczynają zachodzić w nich pewne przemiany fazowe niwecząc efekty obróbki cieplnej, co wywołuje z kolei spadek ich wytrzymałości.

Poszukiwania nowych metalicznych materiałów lekkich pozwalających na bezpieczną i pewną pracę konstrukcji w temperaturach wyższych, dochodzących nawet do 550 °C, doprowadziły do opracowania SAP.

Metody otrzymywania SAPów

Nazwą SAP* określa się tak na Zachodzie jak i w ZSRR materiały otrzymywane w wyniku spiekania sproszkowanego aluminium. Badania nad opanowaniem sposobów ich otrzymywania oraz nad poznaniem własności, istotnych z punktu widzenia technicznego, zapoczątkowane zostały na większą skalę kilkanaście lat temu przez nieliczne ośrodki naukowe państw o wysoko rozwiniętej technice. Początkowo stanowiły one przedmiot zainteresowań laboratoriów instytutowych. Dziś zaczynają się nimi interesować różne gałęzie przemysłu metalowego.

Na przykład w ZSRR od kilku lat wytwarza się dwa gatunki SAPów o oznaczeniach handlowych SAP-1 i SAP-2. Do ich produkcji używa się proszków aluminiowych o składzie chemicznym podanym w tablicy 1.

Tablica 1. Skład chemiczny proszków Al stosowanych do wytwarzania SAP-1 oraz SAP-2

Oznaczenie handlowe proszku Al	Składniki w %			
	Al ₂ O ₃	Fe	stearyna	woda
APS-1	6 ÷ 9	÷ 0,2	÷ 0,25	÷ 0,1
APS-2	9,1 ÷ 13	÷ 0,2	÷ 0,25	÷ 0,1

Różnią się one między sobą jedynie zawartością tlenku aluminium, co jednak w zasadniczy sposób wpływa na

* Scorched Aluminium Powder (przyp. redakcji)

zmianę własności SAP otrzymywanych z tych proszków. Proszki wytwarza się z czystego Al na drodze topienia go i rozpylania w odpowiedniej aparaturze. Ostygłe drobiny metalu miele się z dodatkiem stearyny w młynach kulowych. Proces ten, wykonywany zazwyczaj w atmosferze azotu ze ściśle kontrolowaną zawartością tlenu, z jednej strony powoduje rozdrabnianie metalu, z drugiej zaś częściowe utlenianie się proszku. Tak więc, składem gazowym atmosfery w czasie rozdrabniania Al reguluje się pożądaną zawartość Al_2O_3 w proszku aluminiowym.

Początkowo proszek ma postać drobnych płatków o grubości nie przekraczającej $1\ \mu m$ i średnicy od 10 do $45\ \mu m$. W dalszej fazie przerobowej proszek poddaje się zgniataniu (dla zwiększenia ciężaru nasypowego), co prowadzi do zbijania się go w granulki o średnicy dochodzącej do 50, a nawet $100\ \mu m$.

Sproszkowane aluminium zawierające w swym składzie pewną ilość tlenku aluminium — substancji silnie higroskopijnej — wiąże z otoczenia parę wodną. Stanowi ona szkodliwą z technologicznego punktu widzenia domieszkę proszku, występującą w nim w postaci trójwodnego hydratu tlenku aluminium — $Al_2O_3 \cdot 3H_2O$.

W temperaturze $450-550\ ^\circ C$ związek ten ulega rozkładowi i w obecności czystego Al zachodzi reakcja, której towarzyszy wydzielanie się ciepła:



Reakcja ta wywołuje dwojakie skutki: zwiększa procentową zawartość Al_2O_3 w proszku oraz staje się przyczyną tworzenia się w nim pęcherzy gazowych wodoru. Ten właśnie drugi czynnik decyduje o specyfice przerobowej proszków Al — w zasadzie nietypowej dla klasycznych metod wytwarzania wyrobów ze sproszkowanych metali.

Przetwórstwo typowe bowiem rozpoczyna proces od sprasowywania odmierzonej porcji proszku w odpowiedniej formie. Sprasowany proszek w postaci kostki zwanej brykietem ma ostateczny lub prawie ostateczny kształt wyrobu. Dla nadania mu spójności i odpowiedniej wytrzymałości brykiet wkłada się na krótki okres czasu do pieca o odpowiedniej atmosferze i temperaturze, gdzie następuje spiekanie. Po wyjęciu z pieca główny proces wytwórczy jest w zasadzie zakończony. Jeśli wyrób wymaga dodatkowych cech powierzchniowych (zewewnętrznej powierzchniowej twardości, odporności antykorozyjnej itp.), poddaje się go obróbce wykończającej, np. galwanicznej, cieplnej itp.

Opisanym sposobem nie można jednak przetwarzać proszków Al, a to z racji posiadania przez nie wspomnianej uprzednio wody i tłuszczów. Jeśli bowiem sprasowany brykiet podda się spiekaniu, powstający w tej temperaturze z rozkładu wody wodór oraz gazy ze spalających się tłuszczów (stearyny) zaczynają gromadzić się wewnątrz materiału, tworząc niejednorodności jego struktury czy wręcz powodując rozsądzanie uformowanego brykieta.

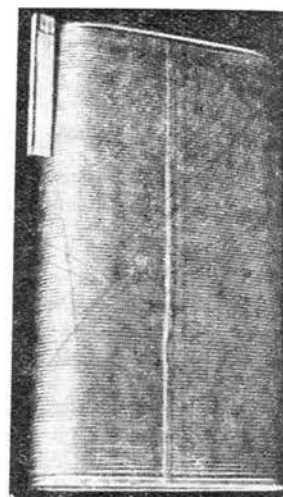
Przyczynę opisanych zjawisk poznano stosunkowo późno, toteż nic dziwnego, że technologia przetwórstwa sproszkowanego aluminium była dotąd niepopularna i pozostawała daleko w tyle w swoim rozwoju w porównaniu do technologii przetwórstwa proszków stalowych czy stopów miedzi.

Dobre efekty formowania SAPów uzyskuje się w procesie zmodyfikowanym. Rozpoczyna go operacja wy-

prażania proszków w czasie 4—5 godzin, w temperaturze $500-600\ ^\circ C$ i w atmosferze nie utleniającej. Tak przygotowany, a więc pozbawiony już wody i stearyny surowiec podlega sprasowywaniu, spiekaniu i ewentualnie dalszym operacjom przetwórczym.

Trzeba jednak wyraźnie zaznaczyć, że klasyczna technologia wytwarzania wyrobów z proszków spiekanych wymaga stosowania złożonych, skomplikowanych konstrukcyjnie, a więc kosztownych form i stosunkowo drogich surowców, jeśli zważyć, że najtańszy z proszków — stalowy — kosztuje przeciętnie dwa razy więcej od pospolitej stali walcowanej*. Jest więc ona opłacalna tylko przy wytwarzaniu przedmiotów drobnych, o małym udziale surowca i produkowanych systemem produkcji masowej. Wtedy bowiem można liczyć na właściwą amortyzację bardzo kosztownego oprzyrządowania i niską cenę sprzedażną gotowego produktu. Niestety, cech tych nie ma nawet najbardziej rozwinięta produkcja lotnicza, z zasady małoseryjna.

Aby więc stworzyć szanse opłacalności stosowania w niej jako surowca SAP, wprowadzono dalszą modyfikację sposobu jego przetwarzania. Polega ona na wyeliminowaniu kosztownych form przez zastąpienie ich metalowymi zasobnikami w kształcie spłaszczonych cylindrów, pospawanych z 5-mm blachy aluminiowej. Jeden z takich zasobników pokazuje rys. 1.



1. Widok pojemnika do wyprażania, brykietowania i spiekania proszków aluminium

Cylindry zasypywane są do pełna proszkiem i umieszczone w piecu dla jego wyprażenia. Brykietowanie żarzonego już ładunku przeprowadza się na prasach zgniatając cylindry wraz z zawartym w nich proszkiem, aż do chwili uzyskania pożądanego stopnia zgniotu. Tak uformowane brykiety poddawane są spiekaniu, a następnie skórowaniu (np. struganiem) dla usunięcia zewnętrznej warstwy koszulki pojemnika. To co pozostaje — metaliczny blok SAP o ciężarze 80—90 kG — stanowi surowiec do dalszego przetwarzania go klasycznymi metodami technologicznymi na blachy, profile, odkuwki, druty, pręty itd.

Fizykochemiczne własności SAPów

Podstawowe własności uformowanych opisanym sposobem SAPów podają tablice 2 i 3. W zakresie tempera-

* W kraju relacja ta jest 5-krotna (przyp. autora)

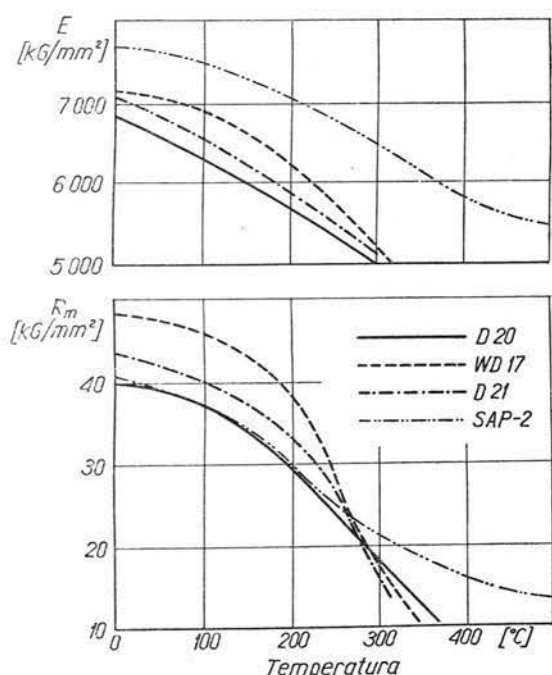
Tablica 2. Podstawowe własności fizykomechaniczne SAP-1 oraz SAP-2

Własności	SAP-1					SAP-2				
	temperatura badań [°C]					temperatura badań [°C]				
	20	250	350	500	600	20	250	350	500	600
Wytrzymałość na rozryw. R_m [kG/mm ²]	33	20	15	9	2,5	41	25	19	13	4
Wytrzymałość zmęczeniowa Z_g dla $N = 20 \cdot 10^6$ [kG/mm ²]	9	—	3	3	—	11,5	—	3,5	3,5	—
Względne przewężenie C [%]	8—11	9—12	8—9	6—7	—	3—4	3—4	3—4	2—3	—
Liczba cykli niszczących N niszc. dla $Z_g = 0,7 R_m$	4700	—	—	—	—	4700	—	—	—	—
Moduł spręż. podł. E [kG/mm ²]	7500	6400	5800	5200	—	7700	6800	6100	5500	—
Ciężar właściwy [G/cm ³]	2,73	—	—	—	—	2,75	—	—	—	—
Wsp. rozszerzaln. liniowej $\alpha \cdot 10^{-6}$ [m deg ⁻¹]	23	23	25,9	26,3	—	19,5	20,9	21,7	22,7	—
Wsp. przewodn. cieplnej $\lambda \times 0,04186$ [kcal/h m deg]	0,35 do 0,31					0,28 ÷ 0,29				

tur normalnych ich wskaźniki wytrzymałościowe odpowiadają przeciętnym wskaźnikom durali. Wyższość jednak SAP-ów nad nimi czy wręcz nad najlepszymi konstrukcyjnymi stopami Al staje się widoczna dopiero w temperaturach wyższych, co najlepiej pokazuje rys. 2.

Na szczególne podkreślenie zasługuje zmiana wartości modułu Younga w funkcji temperatury oraz dane z tablicy 3, określające wytrzymałość SAP na pełzanie w różnych zakresach temperatur. Z przytoczonych danych widać, że wzrostowi procentowej zawartości Al_2O_3 towarzyszy nieznaczne polepszenie własności mechanicznych, wzrost żarowytrzymałości i żaroodporności oraz pogorszenie własności plastycznych.

Liczne badania metalograficzne struktur SAP wykazały, że składają się one z dwóch faz: zasadniczej alumi-



2. Porównanie własności wytrzymałościowych SAPów z niektórymi stopami Al przeznaczonymi do pracy w temperaturach podwyższonych

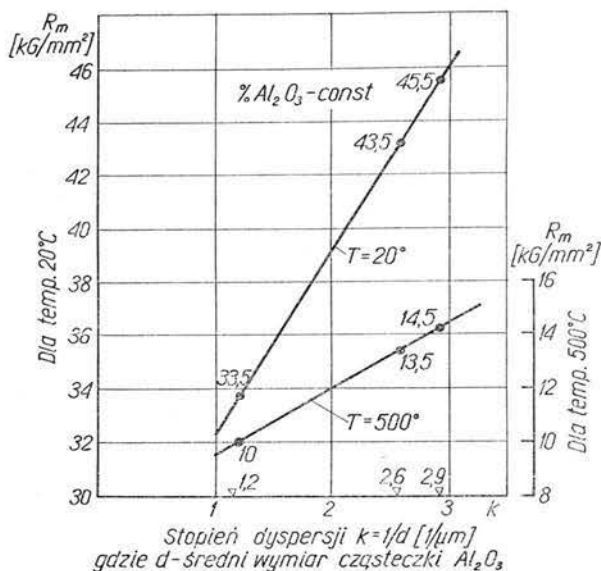
Tablica 3. Wytrzymałość na pełzanie w temperaturach podwyższonych SAP-1 i SAP-2

Temperatura badań [°C]	R_{z100}	[kG/mm ²]
	SAP-1	SAP-2
250	11,0	12,0
350	8,0	9,0
500	4,5	5,5

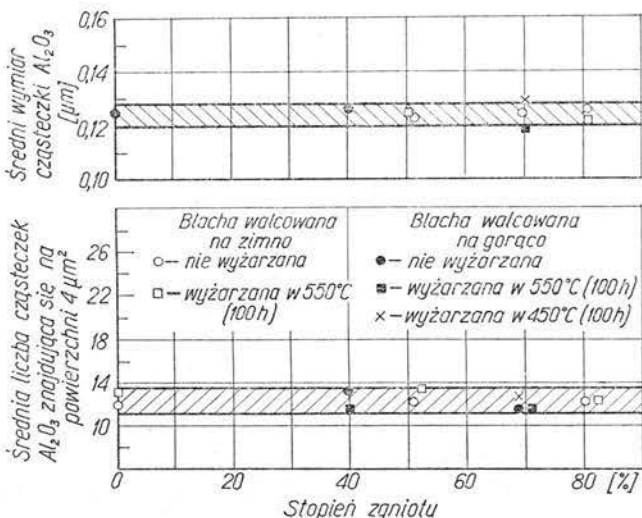
niowej osnowy oraz licznych wtrąceń Al_2O_3 równomiernie w niej rozsianych. One to właśnie ze względu na swe właściwości — duża twardość, wysoka temperatura topnienia (1950 °C) i mała plastyczność — spełniają podobną rolę co fazy utwardzające w takich stopach aluminiowych, jak: Al-Si, Al-Cu, Al-Cu-Mg.

Tlenek aluminium tworzy w osnowie SAP pojedyncze, dyspersyjne wtrącenia w postaci drobnych cząstek o średnicy rzędu 0,12—0,13 μm . Im większa jest zawartość procentowa Al_2O_3 w SAP, tym większa ilość cząstek tej fazy utwardzającej występuje w jego osnowie. Ma to istotne znaczenie praktyczne, gdyż w miarę zmniejszania się odległości między poszczególnymi cząstkami Al_2O_3 , a więc w miarę wzrostu stopnia dyspersji, zwiększa się wytrzymałość mechaniczna SAPów, co widać z wykresów na rys. 3. Operacja brykietowania proszków czy też późniejsze obrabianie brykietów zgniotem nie zmienia obrazu struktury, gdyż ilość cząstek Al_2O_3 i stopień ich dyspersji nie ulega zmianie, co potwierdzają wyniki doświadczeń (rys. 4).

Obróbka SAPów zgniotem na zimno w granicach od 0 do 85% powoduje wzrost ich wytrzymałości w granicach do 30%. Tłumaczy się to umocnieniem materiału osnowy, który ulega sprasowaniu tworząc wyraźne linie tekstury. Zgniecione jednak próbki poddane kolejnemu wyżarzaniu w temperaturze 500 °C wykazują stabilność wytrzymałości w zakresie temperatur wyżarzania, niezależnie od tego jaki był zastosowany uprzednio stopień deformacji zgniotem (rys. 5). Należy to tłumaczyć tym, że cząsteczki Al_2O_3 , nieczule na wpływ temperatur tego zakresu, powstrzymują rozrastanie się ziarn osnowy,



3. Wpływ stopnia dyspersji cząstek Al_2O_3 na doraźną wytrzymałość SAPów



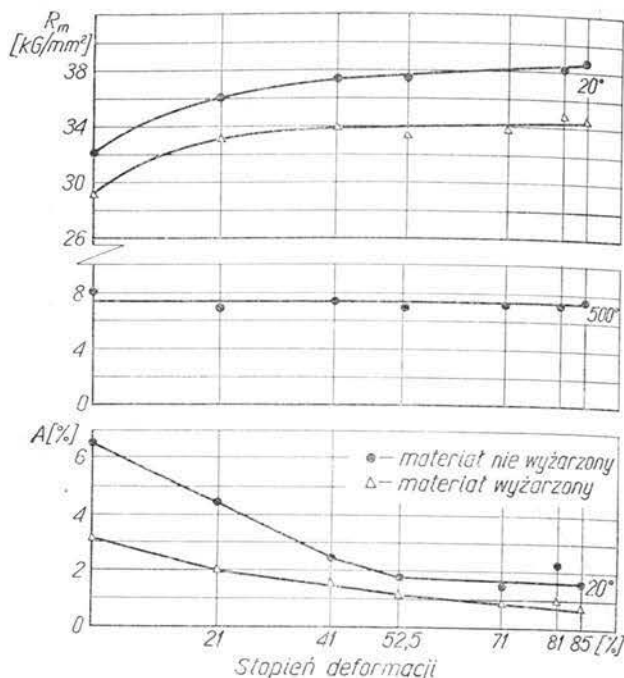
4. Wpływ stopnia zgniotu na ilość i wielkość cząstek Al_2O_3 w badanych blaszanych próbkach SAPów

stanowiąc mechaniczną barierę dla procesu rekryystalizacji. Tym też zjawiskiem należy tłumaczyć żarowytrzymałość SAPów, w których nawet długotrwałe przebywanie w temperaturze 550 °C (w okresie 10 000 h) nie wywołuje jakichkolwiek zmian strukturalnych.

Badania odporności korozyjnej SAPów nawet w środowiskach silnie agresywnych, np. w 3% roztworze wodnym NaCl z dodatkiem wody utlenionej, potwierdziły ich dobre własności w tym względzie, dające się porównać do tych, jakie charakteryzują czyste aluminium.

Własności technologiczne SAPów

Do najcenniejszych własności technologicznych SAPów zaliczyć należy łatwość przerabiania ich wszystkimi znanymi sposobami przeróbki plastycznej. Wszelkiego rodzaju profile, pręty, rury oraz druty najczęściej wytwarza się sposobem wyciskania na gorąco. Dość szeroki



5. Wpływ stopnia deformacji zgniotem oraz odpuszczania na własności mechaniczne blach SAP

wachlarz tego typu wyrobów uzyskanych z SAP-1 ilustruje rys. 6. Liczne badania potwierdziły możliwość przerabiania tym sposobem zarówno SAP-1, jak i SAP-2, z tym zastrzeżeniem, że z SAP-2 można uzyskać co najwyżej płyty lub pręty o najprostszyc kształtach przekroju poprzecznego. W miarę bowiem wzrastania procentowej zawartości Al_2O_3 w SAP maleje jego zdolność do odkształceń plastycznych.

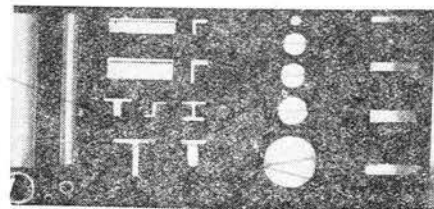
Inne ograniczenia obróbki plastycznej SAP polegają na niemożności wyciskania profili rurowych o bardziej złożonych kształtach przekroju poprzecznego. Przyczyną tego są wyjątkowo duże wartości modułu sprężystości podłużnej SAP nawet w stanie silnie nagrzanym (tablica 2).

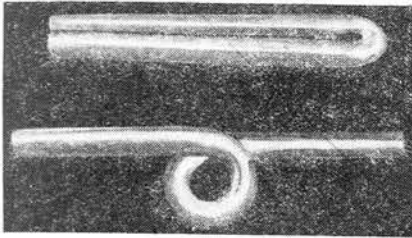
Walcowanie wszelkiego rodzaju blach czy folii może być prowadzone na gorąco i na zimno. Kierunek zaś ułożenia się linii walcowniczych w wyrobie nie wpływa na zmianę jego wytrzymałości. Pozostaje ona taka sama na kierunku poprzecznym i podłużnym. Stwierdzono ponadto, że formowanie blach może odbywać się na drodze rozwałcowywania zbrzykietowanych bloków metalu lub przez bezpośrednie walcowanie samych proszków.

Proces ten może być prowadzony na gorąco (w temperaturze 300—350 °C) lub na zimno. Lepsze jednak własności wytrzymałościowe mają blachy walcowane na gorąco (wytrzymałość na rozciąganie — ok. 43 kg/mm²).

Kolejną cenną własnością SAP jest ich dobra skrawalność, dająca się porównać ze skrawalnością durali utwardzonych dyspersyjnie.

6. Profile i pręty uzyskane z SAPów sposobem wyciskania





7. Próby zginania zgrzewanych czołowo drutów SAP

Do niedawna panował pogląd, że SAPy są niespawalne. Doświadczenia ostatnich lat wykazały jednak możliwość spawania blach wykonanych z SAP-1 ręcznym spawaniem elektrycznym w atmosferze argonu, ale po uprzednich pewnych czynnościach przygotowawczych. Warunkiem koniecznym do uzyskania dobrego połączenia spawanych krawędzi blach jest pokrycie ich warstwą topnika w postaci pasty, pomimo tego że spawanie odbywa się w atmosferze ochronnej argonu. Najlepsze efekty zapewniało spoiwo Al-Si. Przed spawaniem wszystkie próbki poddawano wygrzewaniu w temperaturze 500 °C.

Badania wytrzymałościowe otrzymanych połączeń wykazały, że materiał spoiny w temperaturze pokojowej zachowuje nawet 95% wytrzymałości materiału spawanego, zaś w temperaturze 500°C — 70% tej wytrzymałości. W obrazach mikroskopowych spoin granice przejść ze strefy materiału spawanego do materiału szwu spoiny są wyraźne, lecz mają łagodnie zaznaczoną zmianę budowy swej struktury. Zasadniczy materiał spawany składa się z aluminium jako osnowy i równomiernie rozsiianych w nim wtrąceniami Al_2O_3 . W miarę zbliżania się do strefy materiału spoiny wyraźnie zaznacza się siatka coraz to większych ziarn eutektyki aluminium-krzemowej, zawierającej liczne wtrącenia tlenków aluminium. One to właśnie są powodem podwyższonej żarowytrzymałości materiału szwu.

Inne badania spawalności SAPów wykazały możliwość łączenia ich ze wszystkimi znanymi spawalniczymi stopami Al grupy Al-Mg i Al-Mn.

Próby zgrzewania punktowego i rolkowego blach SAP-1 dały dobre wyniki. Wstępne przygotowanie blach obejmowało trawienie oraz czyszczenie ich mechanicznymi szczotkami rotacyjnymi. Wytrzymałość połączeń odpowiadała wytrzymałości połączeń stopów Al. Również próby zgrzewania czołowego drutów SAP-1 wykazały dobre własności wytrzymałościowe miejsc zgrzewu, przy jednoczesnym zachowaniu przez nie dobrych zdolności do odkształceń plastycznych nawet przy bardzo silnym zginaniu. Pokazuje to rys. 7. Przeciąganie zgrzewanych drutów przez oczka kalibrujące nie wykazało najmniejszych tendencji do zrywania się ich w miejscach łączenia.

Dobre wyniki dały również doświadczenia z kuciem SAPów, tak w matrycach, jak i w stanie swobodnym.

Najlepsze odkształcanie się kutyh prętów obserwowano przy kuciu ich z dużymi prędkościami. Stwierdzono ponadto, że lepszą odkształcalność mają SAPy o małej zawartości Al_2O_3 , która w zasadzie nie powinna przekraczać 9%. Przeprowadzone także próby spęczniania drutów w celu uzyskania z nich nitów dały dobre rezultaty. Wykonane z nich połączenia nitowane blach gatunku SAP-1 w czasie prób wytrzymałościowych zapewniły wytrzymałość na zrywanie w granicach 25—30 kG/mm² (w temperaturze 20 °C) oraz od 4,7 do 7,0

kG/mm² (w temperaturze 500 °C). Lepszą zdolność do odkształceń plastycznych wykazywały nity wykonane z proszków o składzie zmodyfikowanym, tzn. zawierające nie więcej niż 5% Al_2O_3 oraz 0,06% Fe.

Warto też zaznaczyć, że odpady przerobowe SAPów po powtórным rozdrobieniu i zmieleniu na proszek można ponownie przerabiać w SAPy tzw. „drugiego przerobu”. Ich własności wytrzymałościowe są podobne, choć wykazują nieznaczny wzrost.

Możliwości wykorzystania SAPów w lotnictwie

Dotychczasowy stopień poznania własności SAPów, stale pogłębiany bieżąco prowadzonymi badaniami, pozwala na wyciągnięcie wniosku, że jest to materiał w pełni przydatny do wykorzystania go w budowie współczesnych samolotów w stopniu nie mniejszym niż dural.

Na zimno walcowane blachy SAP osiągają bowiem wytrzymałości tego rzędu, jakie mają przesycone i naturalnie starzone blachy duralowe gatunku D16AT — typowego materiału pokryciowego produkowanych w ZSRR czy w Polsce samolotów. Przewyższają je jednak tym, że mimo braku plateru zachowują dużą odporność na korozję, a przede wszystkim zachowują niezmienioną strukturę swej budowy nawet w temperaturach dochodzących do 600 °C. Ponadto duże wartości modułu Younga w wysokich temperaturach zapewniają im wyjątkowo dobrą sprężystość i sztywność, co jest szczególnie cenne i pożądane w budowie współczesnych samolotów.

Łatwość walcowania, wyciskania czy kucia SAPów pozwala wytwarzać z nich blachy, rury, kształtowniki i folie — a więc w zasadzie wszystkie postacie surowców na elementy pokryć skrzydeł i kadłubów płatowców oraz na elementy struktury ich szkieletów, tzn. podłużnice, wręgi, dźwigary, wsporniki, cięgła czy zastrzały. Szczególnie interesujące mogą być SAPy w postaci folii o dużym stopniu zgniotu, a więc dużej sztywności i wytrzymałości. Są to nadzwyczaj pożądane cechy surowców przeznaczonych do wytwarzania z nich metalowych wypełniaczy komórkowych konstrukcji przekładkowych. Dalszą zaletą SAPów jest możliwość łączenia ich praktycznie wszystkimi sposobami technologicznymi, jakie stosuje się w budowie samolotów.

W budowie nowoczesnych samolotów SAPy można znaleźć przede wszystkim do wykonywania elementów konstrukcji narażonych na działanie temperatur podwyższonych.

Duża żarowytrzymałość i żaroodporność SAPów została już z powodzeniem wykorzystana przez konstruktorów silników lotniczych do wykonywania łopatek sprężarek osiowych w silnikach turbinowych.

Dość istotną wadą SAPów jest ich stosunkowo złożony (w porównaniu do stopów Al) proces wytwarzania, rzutuujący z kolei na wysoką cenę sprzedażną. Nie wolno jednak zapominać, że przejście z fazy produkcji półtechnicznej — a za taką można uważać dzisiejszą — na techniczną, masową, musi poprawić tę sytuację w sposób radykalny.

Specyficzny sposób przetwórstwa SAPów kryje w sobie duże możliwości modyfikacji jego własności na drodze czysto technologicznej. Na przykład dodanie do proszku w fazie przygotowywania go do brykietowania me-

OD REDAKCJI

Niejednemu spośród Czytelników „Techniki Lotniczej i Astronautycznej” nasuwają się zapewne różne uwagi pod adresem redagowanego przez nas czasopisma.

Ambicją naszego zespołu jest szersze poznanie i zaspokojenie — w miarę możliwości — życzeń Czytelników.

Dlatego ogłaszamy usystematyzowaną pod względem informacji ankietę, która przez skierowanie naszej uwagi na poruszone w wypowiedziach zagadnienia pomoże nam w codziennej pracy. Liczymy na zainteresowanie naszą ankietą i z góry dziękujemy wszystkim trudzącym się nad jej wypełnieniem i nadesłaniem.

talu lub jakiegoś minerału w postaci włóknistej (np. węgla * Al_2O_3) pozwala otrzymać kompozycję o dużej wytrzymałości czy też innych ciekawych własnościach wynikających z cech składników dodanych do proszku. Jest to klasyczny sposób produkowania tzw. cermetali — nowych, mało jeszcze znanych w ogólnym zastosowaniu technicznym tworzyw stanowiących przedmiot badań nowoczesnych technik, a przede wszystkim techniki lotniczej.

Inną możliwością przerobową SAP może być zastosowanie ich do wytwarzania (klasycznymi metodami przetwórstwa proszków metali) elementów łożysk ślizgowych, przeznaczonych do pracy w zespołach silnie nagrzewających się. Większe koncentracje Al_2O_3 w osnowie Al powinny zapewnić otrzymanie kompozycji o cechach typowych dla materiałów stopów łożyskowych — twarde, odporne na ścieranie drobiny tworzywa ułożone w miękkiej, podatnej plastycznie osnowie. Niepełne sprasowanie brykiety daje w tym przypadku możliwość uzyskania struktury porowatej (łożyska samosmarne).

Można przypuszczać, iż najbliższa przyszłość dostarczy nowych interesujących danych z zakresu poznania innych własności SAPów istotnych z punktu widzenia potrzeb techniki lotniczej i astronautycznej.

Literatura

1. Czaplicki J.: *Technologia produkcji płatowców*, skrypt WAT, cz. 2, Warszawa 1965.
2. Winarow S.: *Awiacionnyje mietatowiedienie*, Oborongiz, Moskwa 1962.
3. Zmihorski E.: *Konstrukcje przekładkowe*, MON, Warszawa 1964.
4. Praca zbiorowa: *Aluminiowyje spławy — wypusk 2 — spieczennyje spławy*, Oborongiz, Moskwa 1963.
5. *Encykłopedia sowniennoj tiechniki, Konstrukcionnyje materialy*, Moskwa 1963, Gosudarstwiennoj Naučnoje Izdatielstwo.
6. *Sprawocznik po maszynostroitelnym materialam*, tom 2, MASZGIZ, Moskwa 1960.

Dokończenie ze str. 9

pasażerskie na krótkie trasy i wojskowe samoloty transportowe; mówi się również o samolotach bojowych tego typu. W przypadku samolotów ze śmigłami-wirnikami o dużej średnicy mogłyby być przy tym stosowane silniki sprzężone, podobnie jak to ma obecnie miejsce w niektórych napędach śmigłowcowych. Zresztą byłoby to już raczej silniki typu śmigłowcowego.

Samoloty VTOL będą jednak wymagać silników o znacznie zmniejszonym ciężarze jednostkowym i jednostkowym zużyciu paliwa. Pewne prace w tym kierunku rozpoczęto już w Stanach Zjednoczonych na zlecenie Army Aviation Materiel Laboratories. Mają one na celu zbudowanie nowej generacji silników śmigłowcowych o małych i średnich mocach, których ciężar jednostkowy będzie kształtował się poniżej 0,10 kG/KM, a jednostkowe zużycie paliwa — poniżej 0,20, a nawet 0,15 kG/KMh. Prace te zostały omówione w [2] i [3].

* Whiskerów (przyp. autora)

1. Twój wiek?
2. Jakie posiadasz wykształcenie? (techniczne, ekonomiczne, ogólne)?
3. Od ilu lat jesteś Czytelnikiem (względnie prenumeratorem) miesięcznika „Technika Lotnicza i Astronautyczna”?
4. Czytasz całą jego treść, czy tylko wybrane działy i które?
5. Kompletujesz roczniki?
6. Czytasz inne czasopisma lotnicze, inne techniczne? Które?
7. Które działy w „Technice Lotniczej i Astronautycznej” najbardziej Cię interesują?
8. Które działy Twoim zdaniem należałoby poszerzyć?
9. Z jakiego działu należałoby zrezygnować?
10. Co jeszcze nowego chciałbyś widzieć na łamach „Techniki Lotniczej i Astronautycznej”?
11. Czy odpowiada Ci poziom publikowanych artykułów?
12. Czy podoba Ci się układ materiału wewnątrz numeru?
13. Jakie masz uwagi, co do szaty graficznej (rysunki, fotografie, okładka, dobór czcionek itp.)?
14. Jakie zmiany należałoby wprowadzić w czasopiśmie?
15. Czy mógłbyś zasilac czasopismo swymi opracowaniami (jeśli tak, przekaz swoje propozycje do Redakcji)?
16. Czy masz trudności z nabywaniem poszczególnych numerów?
17. Inne uwagi i życzenia

Wypełnioną Ankietę przesyłajcie pod adresem Redakcji: Warszawa, ul. Czackiego 3/5.

Zbysław Ciołkosz (1902-1960)

Urodził się 23.III.1902 r. w Krakowie. W 1919 r. ukończył Państwową Szkołę Realną w Tarnowie. Uzyskał dyplom inżyniera na Wydziale Mechanicznym Politechniki we Lwowie w 1923 r. Odbył praktykę w przemyśle maszynowym w firmie Hotchkiss w Paryżu. Powrócił do Polski w 1926 r. i pracował jako konstruktor w Podlaskiej Wytwórni Samolotów w Białej Podlaskiej. Wyjechał do Stanów Zjednoczonych na dalsze studia i w 1930 r. uzyskał na Uniwersytecie Ann Arbor w Michigan dyplom inżyniera konstrukcji lotniczych. Powrócił następnie do Polski i do jesieni 1932 r. zajmował stanowisko samodzielnego konstruktora w Podlaskiej Wytwórni Samolotów. Z kolei pracował w Państwowych Zakładach Lotniczych w Warszawie w charakterze samodzielnego konstruktora (do 1935 r.). Przez trzy lata był dyrektorem Biura Studiów Lubelskiej Wytwórni Samolotów. W jesieni 1938 r. Ciołkosz powrócił do Podlaskiej Wytwórni Samolotów na stanowisko dyrektora Oddziału Studiów.

Po klęsce wrześniowej pracował jako konstruktor we francuskich zakładach SNCAM w Tuluzie. Następnie — po przybyciu do W. Brytanii — Ciołkosz przeprowadził z ramienia Ministerstwa Pracy i Opieki Społecznej ewakuację pozostałych na kontynencie europejskim polskich inżynierów, techników i kwalifikowanych robotników przemysłu lotniczego do Anglii, Kanady i innych krajów alianckich. Potem był dyrektorem Wydziału Lotniczego Ministerstwa Przemysłu, Handlu i Żeglugi w Londynie. Na tym stanowisku opracowywał plany rozbudowy przemysłu lotniczego na okres powojenny w wyzwolonej od okupanta Polsce. Jednocześnie był z ramienia Polski ekspertem do spraw lotnictwa w Międzynarodowym Komitecie do Spraw Rozejmu. Zadaniem komitetu było gospodarze przygotowanie uzbrojenia Niemiec.

Po zakończeniu działań wojennych pracował na stanowisku konstruktora w Dziale Lotniczym Zakładów English Electric w Preston (Anglia). W 1948 r. wyjechał do Stanów Zjednoczonych, gdzie zyskał sobie poważny autorytet w dziedzinie techniki śmigłowej i przyczynił się w charakterze konstruktora do budowy wielu znanych śmigłowców. Do 1957 r. był szefem biura konstrukcji i analiz firmy Piasecki Helicopter Corporation (Morton oraz Filadelfia). W latach 1957—59 zajmował stanowisko szefa biura projektów wstępnych oddziału doświadczalnego zakładów Hiller Aircraft Corporation w Palo Alto, od 1959 r. do śmierci pracował w Aero-Space Division zakładów Boeing Aircraft Corporation w Seattle, Washington.

Zmarł 25.VI.1960 r. w Seattle i został pochowany na miejscowym cmentarzu Riverton Crest Cemetery.

Inż. Z. Ciołkosz zajmuje wybitne miejsce w historii polskich konstrukcji samolotów.

Był głównym konstruktorem pierwszego polskiego samolotu komunikacyjnego, górnopłatowca PWS-20 (oblatanego 12.III.1929).

Skonstruował pierwszy w Polsce samolot komunikacyjny z chowanym podwoziem — trójśmigłowy górnopłatowiec PZL-27 (oblatany VI.1934 r.) — i bombowiec dwusmigłowy PZL-30 „Żubr” (oblatany III.1936 r.).

Pracował w charakterze współkonstruktora górnopłatowca myśliwsko-rozpoznawczego PWS-1 (był to samolot zaprojektowany w 1926 r. przez Biuro Studiów PWS



i został nagrodzony I nagrodą na Powszechnej Wystawie Krajowej w Poznaniu). Opracował wspólnie z inż. Uszackim sportowy, trzyosobowy PWS-52. Był konstruktorem samolotu komunikacyjnego PWS-24, który wszedł do eksploatacji na liniach wewnętrznych I.V. 1933 r.

W latach bezpośrednio przed wybuchem drugiej wojny światowej, pod ogólnym kierownictwem inż. Zbysława Ciołkosza (jako dyrektora technicznego) był opracowywany samolot sanitarny LWS-2 (konstr. inż. Lange) oraz samolot rozpoznawczy LWS-3 „Mewa” (konstr. inż. J. Teisseyre i inż. W. Fiszdon), który rozpoczęto budować seryjnie. Samolot sanitarny LWS-2 na Międzynarodowym Konkursie Lotnictwa w Belgii (1938 r.) zdobył Puchar Raphaela. Ostatnim, nie zrealizowanym projektem Ciołkosza było studium dwukadłubowego lekkiego bombowca konstrukcji całkowicie drewnianej. Bombowiec ten zamierzano budować w Podlaskiej Wytwórni Samolotów.

Inż. Ciołkosz zdobył sobie ponadto duże uznanie pracami teoretycznymi na temat komunikacji i przemysłu lotniczego. Jego publikacje *Poland's Share in Pre-War Air Transport (Udział Polski w przedwojennym transporcie lotniczym)*, *Plans for a Post-War Civil Airport in Warsaw (Plany powojennego portu lotniczego w Warszawie)*, a szczególnie atlas *Poland's Possible Contribution to Future Air Transport (Przypuszczalny wkład Polski do przyszłego transportu lotniczego)* wzbudziły zainteresowanie i zyskały b. pochlebne opinie prasy fachowej.

W 1942 r. inż. Ciołkosz, jako przewodniczący Komisji Lotniczej Stowarzyszenia Techników Polskich zorganizował w Londynie Kongres Techniczny Lotnictwa. Kongres poświęcony był przyszłości polskiego przemysłu lotniczego. Jesienią 1944 r. był reprezentantem Polski na Międzynarodowej Konferencji do Spraw Lotnictwa Cywilnego w Chicago. Po wojnie zyskał sobie wielką sławę jako specjalista śmigłowcowy.

Za wygłoszony w 1953 r. na dorocznym zjeździe SAE (Society of Automotive Engineers) referat na temat techniki śmigłowej został odznaczony Medalem Braci Wright. Był członkiem IAS (Instytut Lotniczy w Nowym Jorku), AHS (Amerykańskie Stowarzyszenie Śmigłowcowe) i RAES (Brytyjskie Stowarzyszenie Lotnicze).

J. Kędziński

Kanadyjskie silniki turbinowe UACL PT6

Turbinowe silniki śmigłowe i śmigłowcowe PT6 kanadyjskiej firmy United Aircraft of Canada są obecnie najbardziej popularnymi i najbardziej wypróbowanymi silnikami w swojej klasie. Od czasu wprowadzenia ich do eksploatacji w 1964 r. zostały one wybrane w 48 krajach do napędu ponad 30 typów samolotów (na początku 1969 r. napędzały one blisko 1100 samolotów, w tym 78% wszystkich lekkich turbinowych samolotów służbowych) i kilku typów śmigłowców, a także znalazły zastosowania nielotnicze. Ten bezsprzeczny sukces silników PT6 wynika przede wszystkim z ich dużej niezawodności i trwałości oraz z uniwersalności zastosowań. Silniki mają wiele właściwości b. cennych pod względem operacyjnym i pod względem obsługi.

Na przykład do napędu wojskowego samolotu łącznikowego Beechcraft U-21A silnik PT6 został wybrany głównie z uwagi na swój układ wlotowy zapewniający ochronę przed ciałami obcymi. Poza tym do rozpowszechnienia silników przyczynił się światowy system obsługi firmy UACL obejmujący 400 placówek obsługowych.

Silniki PT6 należą do nielicznych stosowanych do napędu samolotów małych silników z oddzielną turbiną napędową i są jedynymi silnikami o odwróconym układzie, tj. z turbinami i przekładnią zabudowanymi z przodu, a sprężarką — z tyłu silnika. Zalety silników z oddzielną turbiną napędową w zastosowaniach samolotowych i śmigłowcowych oraz zalety układu odwróconego zostały szczegółowo omówione na innym miejscu — obecnie zostaną one uwidocznione na konkretnym silniku.

Do szczegółowego projektowania silnika PT6 przystąpiono w styczniu 1959 r., próby stoiskowe wytwornicy odbyły się już w listopadzie tego samego roku, a kompletnego silnika — w lutym 1960 r. Próby na latającej hamowni (samolot Beech 18 z silnikiem badanym zabudowanym w części nosowej) odbyły się w maju 1961 r. Wykonane na niej pomiary do wysokości 9000 m potwierdziły obliczone charakterystyki w locie i wpływ liczby Re. We wrześniu 1961 r. przeprowadzono 150-godzinną próbę typu, a w lipcu 1962 r. odbył się pierwszy lot śmigłowca Hiller 99 z silnikiem PT6.

Do prób rozwojowych zbudowano ogółem 50 silników różnych wersji, które przepracowały łącznie ok. 49 000 h, średnio 450 h na miesiąc. Poza licznymi stoiskami śmigłowymi i dynamometrycznymi zbudowano stoiska specjalne, takie jak stoisko do badania silnika w różnych położeniach i stoisko do prób oblodzeniowych, niezależnie od stoisk do badania poszczególnych zespołów silnika.

Pięć głównych korpusów silnika zostało b. dokładnie przebadanych wytrzymałościowo za pomocą pokryć do wizualizacji naprężeń, elastoptyki i tensometrowania.

W przypadku elementów blaszanych określono równania naprężeń dla każdego umieszczenia tensometrów. Równania te stosowano następnie do wyznaczania zmian naprężeń pod wpływem wprowadzanych modyfikacji konstrukcji.

Obecnie produkuje się dwie wersje silników śmigłowcowych PT6: PT6A-20 o mocy na wale 550 KM, która jest utrzymywana do temperatury otoczenia 21 °C, i PT6A-27 o mocy 680 KM (do temperatury otoczenia

22 °C)*. Wyprodukowano poza tym pewną ilość silników śmigłowcowych PT6B-9 o mocy 550 KM (do temperatury otoczenia 25 °C), które zastosowano m.in. do napędu śmigłowców doświadczalnych Lockheed XH-51, a w rozwoju znajduje się silnik śmigłowcowy PT6B-16 o mocy 690 KM (do temperatury 23 °C). Przygotowuje się produkcję silnika śmigłowego PT6A-29 o mocy 750 KM (do temperatury 23 °C) oraz sprzężonego zespołu śmigłowcowego PT6T-3 „Twin Pac” (wersja wojskowa T-400) o mocy 1800 KM, który przeznaczony jest do śmigłowców Bell 212, Bell UH-1N, Bell AH-1J i Kaman K-700. Poza wymienionymi silnikami istnieje pokrewna rodzina silników ST6 do zastosowań przemysłowych, morskich i trakcyjnych.

Wszystkie silniki PT6 mają promieniowy wlot powietrza z siatką ochronną i z umieszczoną na ścianie czołowej skrzynią osprzętu. Skrzynia osprzętu stanowi równocześnie zbiornik oleju o pojemności 8,7 l. Mieszana sprężarka ma trzy stopnie osiowe bez kierownicy wlotowej i stopień odśrodkowy z rurkowym dyfuzorem (poczynając od silnika PT6A-27). Dyfuzor rurkowy zapewnia dokładne prowadzenie powietrza od wlotu z wirnika aż do wlotu komory spalania, co zmniejsza straty ciśnienia. Obudowa sprężarki wraz z obudową dyfuzora jest spawana z blachy stalowej. Zwrotna pierścieniowa komora spalania ma 14 pojedynczych wtryskiwaczy i dwie świece zapłonowe, które mogą być zasilane oddzielnie. Obie turbiny, turbina wytwornicy i turbina napędowa, są jednostopniowe i mają wzajemnie przeciwne kierunki obrotów. Poczynając od silnika PT6A-27 pierścieniowy kanał wylotowy jest zaopatrzone w specjalny deflektor kierujący strumień gazów do otworów wylotowych. Silniki śmigłowe mają dwustopniową, a silniki śmigłowcowe jednostopniową przekładnię planetarną, połączoną krótkim wałem z turbiną napędową i zaopatrzoną w momentomierz o dokładności wskazań $\pm 1\%$.

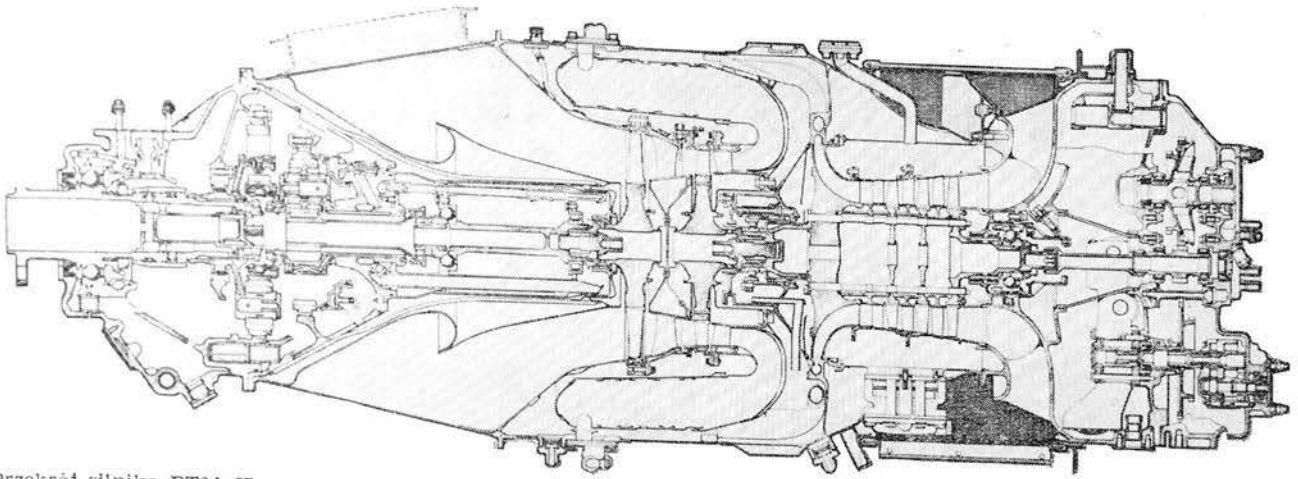
Układ sterowania silników jest pneumatyczny z fluidykovym (pneumatycznym, strumieniowym) przelicznikiem, który przy regulowaniu wydatku paliwa uwzględnia również temperaturę powietrza przed sprężarką. W przypadku silników śmigłowców zadana przez pilota prędkość obrotową śmigła utrzymuje regulator śmigła, przy czym na życzenie użytkownika dostarcza się śmigła przestawialne na odwrotny ciąg i z regulacją Beta, zwiększającą reakcję silnika w warunkach podejścia do lądowania.

Jeżeli chodzi o parametry i wskaźniki, to przykładowo silnik PT6A-27 ma wg *Jane's all the world aircraft* spręż 6,7 : 1 i wydatek powietrza 3,1 kG/s przy prędkości obrotowej wytwornicy 37 500 obr/min. Temperaturę przed turbiną można szacować (brak danych) na ok. 900 °C. Jednostkowe zużycie paliwa (w odniesieniu do mocy na wale) wynosi ok. 0,280 kG/KMh, ciężar silnika ze standardowym wyposażeniem 132 kG (ciężar jednostkowy 0,195 kG/KM), średnica ok. 460 mm, długość ok. 1560 mm, prędkość obrotowa turbiny napędowej 33 000 obr/min, prędkość obrotowa śmigła 2200 obr/min.

Krótkiego omówienia wymaga również zespół napędowy PT6T-3. Składa się on z dwóch silników PT6A-27, których moc została zwiększona do 900 KM (m.in. przez podwyższenie temperatury przed turbiną prawdopodobnie do ok. 1000 °C, w związku z czym zastosowano chłodzenie łopatek kierowniczych turbiny wytwornicy), sprzężonych wspólną przekładnią z oddzielnymi dla każdego silnika momentomierzami i sprzęgłami typu wolnego koła. Zespół ma jednostkowe zużycie paliwa 0,262 kG/KMh, ciężar ze standardowym wyposażeniem 279 kG i wymiary gabarytowe 820 × 1130 × 1660 mm.

Dzięki promieniowemu wlotowi silniki PT6 są zabezpieczone przed oblodzeniem (wytrącanie się ze strumienia kropli wody na skutek sił bezwładności powstających przy zmianie kierunku przepływu) i przed zanieczyszczeniami, których nie zatrzyma siatka ochronna.

* Są to moce z ograniczeniem wydatku paliwa, a tym samym prędkości obrotowej wytwornicy w temperaturze otoczenia 15 °C. Moce bez ograniczenia wydatku paliwa w temperaturze 15 °C, tzw. moce termodynamiczne są o 30 do 40 KM większe (przyp. autora).



2. Przekrój silnika PT6A-27

Próby w najcięższych warunkach oblodzenia oraz na samolocie rolniczym w Sudanie wykazały całkowitą skuteczność systemu.

Silniki PT6 są określane jako najcichsze silniki, jakie kiedykolwiek zbudowano. Właściwość tę należy przypisać układowi wlotowemu i wylotowemu, tłumiącym hałas wielkiej częstotliwości od zespołów wirujących, oraz oddzielnej turbinie napędowej, pozwalającej na zmniejszenie w pewnych warunkach (przelot, podejście do lądowania, kołowanie) prędkości obrotowej śmigła.

Bardzo cenną właściwością silników PT6 jest łatwość rozruchów, co również przypisać należy oddzielnej turbinie napędowej. Robiono próby rozruchów powtarzanych co 17,8 s z przyspieszaniem do warunków startowych oraz próby rozruchów w temperaturach do -37°C .

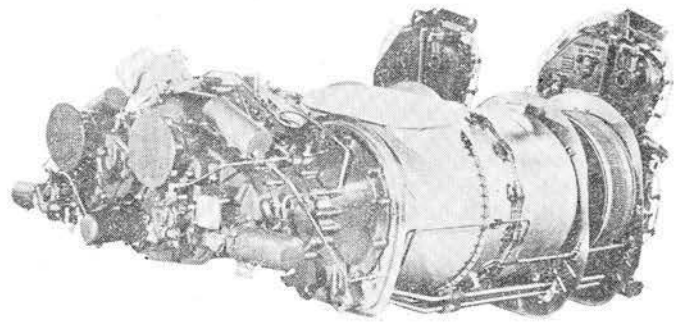
Wyjątkowo krótkie są czasy przyspieszania silnika, co jest wynikiem zastosowania oddzielnej turbiny napędowej (gdy rozpatruje się przyspieszanie od biegu jałowego w porównaniu z silnikiem jednowalowym) oraz dużego zapasu statecznej pracy sprężarki i małego momentu bezwładności zespołu wirującego wytwornicy. Czas przyspieszania od biegu jałowego do warunków startowych wynosi 2,5 s, a od warunków podejścia do warunków maksymalnych — poniżej 1 s (przy regulacji Beta jest on jeszcze mniejszy).

Za pomocą prób stwierdzono zdolność silnika do pracy na wszystkich naftach handlowych i przez 150 h między naprawami — na gazolinie lotniczej, przy czym przy przejściu z jednego paliwa, ciekłego, na inne nie są potrzebne żadne zmiany konstrukcyjne ani regulacja komory spalania i układu zasilania.

Silniki PT6 mają opinię silników o wyjątkowo łatwej obsłudze na lotnisku, co wynika z właściwości układu dwuwalowego oraz z pewnych cech związanych z układem odwróconym, jak zgrupowanie osprzętu na ścianie skrzyni napędów i na obudowie przekładni. Turbiny i komora spalania mogą być poddawane przeglądowi bez wybudowywania silnika. Cały zespół turbiny napędowej wraz z przekładnią może być wymontowany po rozkręceniu śrub tylko w jednym połączeniu kołnierzo- wym. Przeglądy tego typu są przeprowadzane na lotnisku przy użyciu zwykłych narzędzi i wymagają tylko 10 rbh. Niektóre czynności obsługowe można wykonywać przy pracującej wytwornicy i zahamowanym śmigle.

Zestawienie czasów obsługi silników PT6 w przypadku trwałości międzynaprawczej 2100 h wygląda następująco:

przegląd codzienny (wizualny)	— 5 min.
przegląd po 100 h pracy	— 2 h
przegląd zespołów „gorących”	
(jedenrazowy w ciągu 2100 h)	— 20 h
wymiana silnika	— 30 h
obsługa nieprzewidziana	— 2 h/100 h lotu.



3. Sprzężony zespół do napędu śmigłowców PT6T-3 „Twin Pac”

Łącznie daje to 221,5 h prac obsługowych w ciągu 2100 h eksploatacji silnika w locie przy założeniu 40 h pracy silnika na miesiąc przez 5 dni w tygodniu, a więc 6,34 min prac obsługowych na 1 h lotu.

Trwałość międzynaprawcza silników eksploatowanych na samolotach służbowych wynosi 2100 h, a na samolotach pasażerskich dochodzi do 3000 h. Liczba przedczesnych wybudowań silnika z płatowca wynosi 0,16 na 1000 h lotu, liczba wyłączeń w locie 0,04 na 1000 h.

Do początku 1969 r. firma UACL dostarczyła 2950 silników PT6 z 4300 zamówionych, przy czym produkcja miesięczna wynosiła ponad 100 silników. Do końca 1969 r. silniki PT6 wylatały ok. 3 000 000 h.

Samoloty z silnikami PT6 są eksploatowane w najróżnorodniejszych warunkach, w terenach pustynnych, górskich, pokrytych lodowcami i jeziorami, w warunkach morskich itp. Najbardziej cenne doświadczenia zdobyto w czasie przeprowadzania prac rolniczych w Sudanie i w Nowej Zelandii, lotów czarterowych w Laosie i na Alasce oraz w czasie eksploatacji w Kuwejcie i na Antarktydzie. We wszystkich tych warunkach zachowanie się silników PT6 było podobno lepsze niż jakiegokolwiek innego silnika.

Obecnie prace firmy koncentrują się na silnikach śmigłowych PT6A-40 i PT6A-50 o mocy termodynamicznej ok. 1200 KM, zdławionej w pierwszym przypadku do 860 KM (utrzymuje się ona do temperatury otoczenia 46°C) i w drugim przypadku do 1050 KM (do temperatury otoczenia 24°C). Silniki mają chłodzone łopatki kierownicze turbiny wytwornicy. Silnik PT6A-50 jest przewidziany do napędu 4-silnikowego samolotu STOL na linie lokalne De Havilland of Canada DHC-7.

W. K.

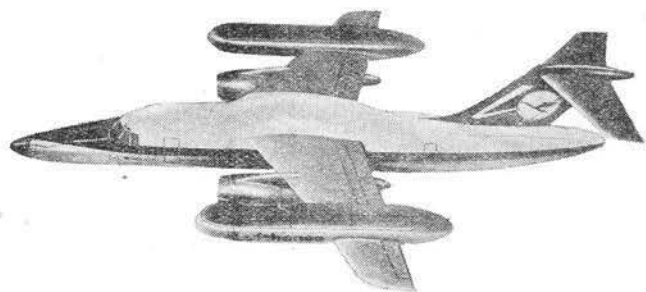
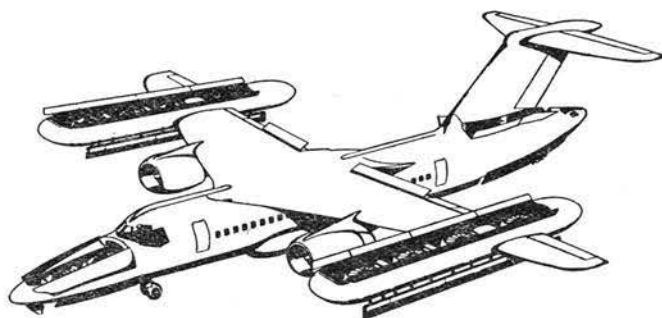
nowości techniczne

Projekt samolotu pasażerskiego V/STOL firmy Dornier

Zgodnie z tymi samymi założeniami, według których zaprojektowany został samolot Bo-140 (patrz TLiA nr 6 1970), firma Dornier opracowała projekt samolotu pasażerskiego pionowego startu Do-231 „V-Jet” na 80—100 pasażerów lub 8—10 T ładunku. W projekcie tym oparto się na układzie doświadczalnego samolotu transportowego Do-31 wykorzystując przy tym doświadczenia, jakie zdobyto w czasie budowy i wszechstronnych prób tego samolotu (który obecnie jest badany przez NASA).

Już przed trzema laty firma Dornier zaprojektowała wojskowy samolot transportowy V/STOL Do-131 będący rozwinięciem samolotu Do-31. Jednak projekt ten został zarzucony wobec małego zainteresowania wojska samolotami V/STOL. W międzyczasie niektóre przedsiębiorstwa lotnicze, przede wszystkim Eastern Airlines, wystąpiły z żądaniami samolotu V/STOL. Żądania te są związane z trudną sytuacją na liniach wewnętrznych

i przeciążeniem dużych portów lotniczych. W 1968 r. przedsiębiorstwo Eastern Airlines przedstawiło specja-



listom z przodujących wytwórni lotniczych, m.in. z firmy Dornier, założenia do samolotu pasażerskiego V/STOL. Również w NRF odżyło zainteresowanie samolotami pionowego startu, wojskowymi i pasażerskimi, czego wyrazem była działalność komisji rządowej pod kierownictwem prof. Thalau, która opracowała omówione już w TLiA nr 5/1970 założenia do samolotu transportowego V/STOL.

Samolot Do-231 jest górnopłatowcem z dwoma dwuprzepływowymi silnikami napędowymi w gondolach pod skrzydłem i z 12 dwuprzepływowymi silnikami nośnymi, z których osiem jest zabudowanych w gondolach skrzydłowych, dwa w nosowej i dwa w ogonowej części kadłuba. Skrzydło jest zaopatrzone w dwuszcelinowe kłapy, które w razie potrzeby mogą być uzupełnione przez kłapy noskowe lub sloty. Krytyczna liczba Macha skrzydła wynosi 0,82. Kadłub ma przekrój kołowy o średnicy 3,78 m, a usterzenie jest rozwiązane w układzie T. Podwozie główne — z oponami niskociśnieniowymi w przypadku wersji wojskowej — jest chowane w gondolach przykadłubowych. Na skrzydło i usterzenie przewiduje się pokrycia integralne. Na elementy konstrukcyjne mają być również zastosowane tworzywa zbrojone.

Na wybór układu górnopłatowca wpłynęły następujące czynniki: duża średnica silników napędowych, mniejszy wpływ recyrkulacji, większa skuteczność sterowania wektorem ciągu silników napędowych za pomocą kłap skrzydłowych, łatwiejszy dostęp do pomieszczeń pasażerskich i towarowych oraz łatwiejszy załadunek i rozładunek, co jest szczególnie ważne w przypadku wersji wojskowej.

Jako silniki napędowe mają być zastosowane trójwałowe silniki Rolls-Royce RB.220 (pochodna silnika RB.211) o ciągu 10 850 kG i stosunku wydatków 6,5 : 1, a jako silniki nośne — Rolls-Royce RB.202 o ciągu 5935 kG i stosunku wydatków 10 : 1. Oba te typy silników znajdują się obecnie we wstępnej fazie rozwoju.

Jak już wspomniano, strumienie wylotowe silników napędowych są odchylane do dołu za pomocą kłap skrzydłowych. Ze względu na hałas silniki napędowe w za-



wisie pracują przy 30—40% obciążenia i tylko w razie konieczności ich ciąg jest zwiększany do wartości maksymalnej. Silniki nośne mogą być przechyłane w zakresie od -10° do $+30^\circ$.

Sterowanie samolotem w locie aerodynamicznym jest konwencjonalne, natomiast w zawisie odbywa się ono za pomocą różnicowej zmiany ciągu i zmiany położenia silników nośnych za pośrednictwem następujących organów:

- pochylenie — za pośrednictwem przełącznika wyważającego na wolancie
- przechylenie — za pośrednictwem wolantu
- obrót — za pośrednictwem pedałów
- ruchy do przodu i do tyłu — za pośrednictwem kolumny wolantu (ruchy na boki występują równocześnie z przechyleniem)
- ruchy w górę i w dół — za pośrednictwem oddzielnej dźwigni.

Organy te oddziałują na układ automatycznego sterowania, lecz można również przejść na sterowanie bezpośrednie za pomocą dwóch dźwigni.

Podobnie jak na samolocie Do-31, w fazie przejścia przełożenie między organami sterującymi a sterami (aerodynamicznymi) jest uzależnione od ciśnienia dynamicznego powietrza, w wyniku czego ze wzrostem prędkości lotu przy stałej sile na organach sterujących, czyli przy stałym ich wychyleniu zwiększa się wychylenie sterów.

W celu odciążenia pilota w czasie zawisu i przejść samolot będzie wyposażony w automatyczny układ sterowania położeniem, tj. układ ustępczy, który w locie aerodynamicznym będzie działał jako tłumik oscylacji względem wszystkich trzech osi. Również tutaj przełożenie między sterowaniem aerodynamicznym a sterowaniem silnikami nośnymi jest uzależnione od ciśnienia dynamicznego powietrza.

Przyjęty układ samolotu zapewnia duży stopień bezpieczeństwa, ponieważ:

- pionowy start może być kontynuowany mimo wyłączenia się jednego z silników nośnych lub napędowych
- wyłączenie się obu silników napędowych nie utrudnia lądowania
- wyłączenie się w czasie startu lub lądowania dwóch silników nośnych lub napędowych albo jednego silnika nośnego i jednego napędowego nie zagraża bezpieczeństwu
- kąt toru lądowania i prędkość opadania są w szerokich granicach niezależne od siebie, tzn. nie ma wąskiego korytarza fazy przejścia właściwego samolotu z przestawialnym skrzydłem.

Poza tym układ samolotu Do-231 daje dużą elastyczność rozwoju, tj. różne alternatywy i możliwości rozwojowe przy stosunkowo niedużych zmianach konstrukcyjnych (np. wydłużenie lub zwiększenie średnicy kadłuba, zmniejszenie ilości lub całkowite usunięcie silników nośnych), co ułatwia dostosowanie samolotu do różnych wymagań użytkowników.

Jeżeli chodzi o ekonomię eksploatacji, to zakłada się, że koszty bezpośrednie na odcinkach o długości 370 km nie powinny przekraczać 150% kosztów samolotu Boeing 737.

W. K.

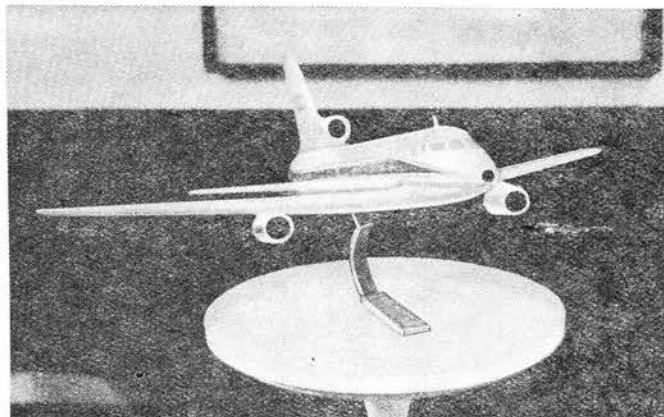
Nowe koncepcje samolotów służbowych

W ciągu ostatnich kilku lat zaznaczył się znaczny postęp w budowie samolotów służbowych. Stają się one nie tylko bardziej ekonomiczne, lecz również szybsze i bardziej uniwersalne. Podobnie jak w lotnictwie komunikacji lokalnej, wyraźnie zaznacza się tendencja

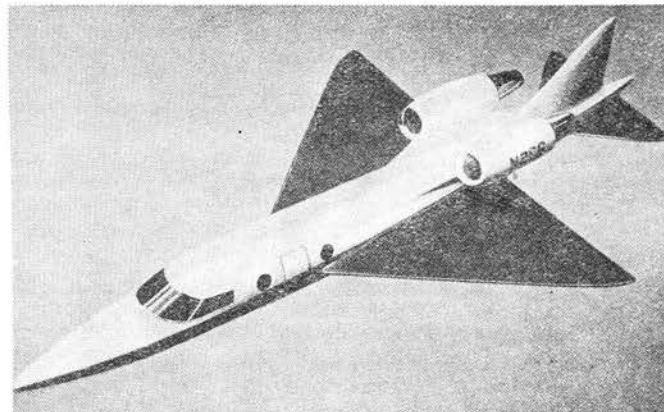
budowy coraz większej ilości samolotów z silnikami turbinowymi, śmigłowymi i odrzutowymi. Zbudowano samoloty służbowe, które wykazują przynajmniej taki sam komfort jak samoloty pasażerskie. Zapotrzebowanie na samoloty służbowe w ciągu najbliższych dziesięciu lat ocenia się na 10 000 samolotów z napędem turbinowym, w tym 80% samolotów odrzutowych. Jest rzeczą prawdopodobną, że wśród tych samolotów będą również jednosilnikowe, a tym samym tańsze, ponieważ fakt, że obecnie nie buduje się jednosilnikowych samolotów służbowych wynika raczej z przesłanek psychologicznych, a nie technicznych.

Najnowszym kierunkiem w budowie odrzutowych samolotów służbowych jest stosowanie silników dwuprzepływowych drugiej generacji, tj. silników o b. dużych stosunkach wydatków. Jak wiadomo, są to silniki: JT15D, ATF3, TFE731 i „Astafan”. Pierwszy samolot służbowy z tego rodzaju silnikami, Cessna 500 „Citation”, przechodzi już próby w locie, inne są w budowie,

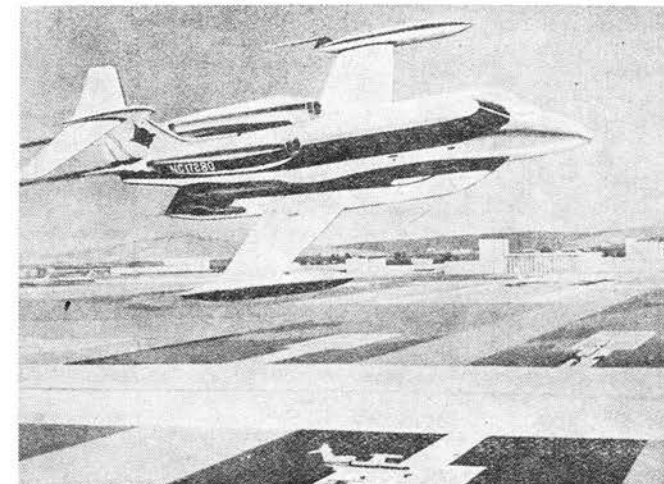
1.



2.



3.



np. Sud-Nord „Corvette” i Marcel Dassault „Mini Falcon”. Poza tym zamierza się zastosować silniki nowej generacji na istniejących już samolotach, jak North American Rockwell „Sabreliner”, Learjet 25 i HFB 320 „Hansa”, (który zmieni wówczas nazwę na „Hansa Fanjet”). Na uwagę zasługuje projekt samolotu Lockheed „JetStar” 3 z trzema silnikami ATF3A-3 o ciągu 2400 kG (rys. 1). Będzie on miał zasięg 4600 km przy $Ma = 0,86$ i 6000 km przy $Ma = 0,80$, długość bezpiecznego startu będzie wynosiła 1370 m, a czas wznoszenia na 12 500 m 25 min. Dzięki nowym silnikom samoloty służbowe będą mieć większy zasięg i będą mniej hałaśliwe.

Jednak projekty w dziedzinie samolotów służbowych idą jeszcze dalej, przewiduje się bowiem budowę samolotów naddźwiękowych. Wstępem do tego jest projekt samolotu Swearingen SA-28T, na razie wprawdzie tylko o prędkościach przydźwiękowych, lecz o układzie umożliwiającym osiągnięcie prędkości do $Ma = 2$ (rys. 2).

Poza tym w związku z przeciążeniem dużych portów lotniczych bierze się również pod uwagę możliwości budowy samolotów służbowych pionowego startu, śmigłowych z przestawialnym skrzydłem i odrzutowych. Rysunek 3 pokazuje projekt samolotu służbowego V/STOL z wentylatorami nośnymi opracowany przez firmę Ryan.

W. K.

Samolot dostawczy z mieszanym napędem

Firma Grumman opracowuje projekt 30-osobowego samolotu na linie lokalne napędzanego jednym silnikiem dwuprzepływowym UACL JT15D o ciągu 1000 kG, zabudowanym w ogonowej części kadłuba, i dwoma silnikami śmigłowymi UACL PT6A-50 o mocy 1000 KM, zabudowanymi w gondolach skrzydłowych.

W. K.

Próby w locie argentyńskiego samolotu COIN

W Kordobie rozpoczęto próby w locie prototypu argentyńskiego samolotu COIN, DINFIA IA.58 (A-X2). Prototyp bezsilnikowy, służący do badań aerodynamicznych przy małych prędkościach lotu, lata na hoku już od dłuższego czasu.

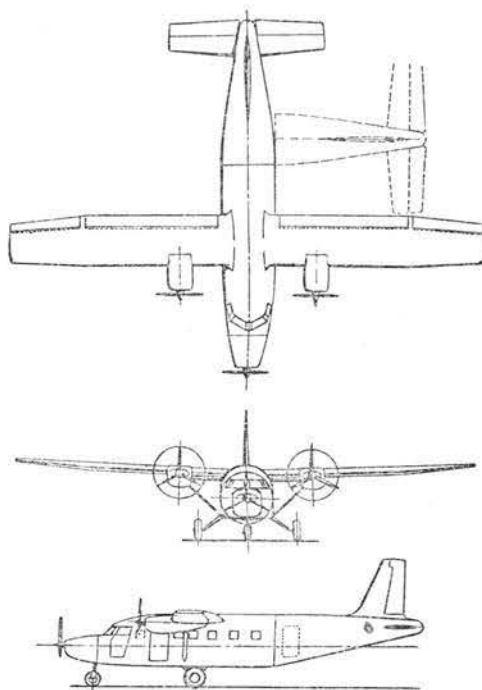
IA.58 jest samolotem dwumiejscowym, napędzanym dwoma turbinowymi silnikami śmigłowymi AiResearch TPE331-303 o mocy na wale 840 KM.

Dane techniczne: rozpiętość 14,4 m; długość 13,4 m; ciężar własny 3070 kG; ciężar startowy 5500 kG; długość startu na 15 m 265 m; długość lądowania z 15 m 500 m; prędkość przelotowa na wysokości 5900 m 410 km/h; prędkość przeciągnięcia z wypuszczonymi klapami 115 km/h; pułap praktyczny 10 000 m.

W. K.

Trzysilnikowy tłokowy samolot transportowy

Włoska firma Aeronautica Umbra w Foligno zaprojektowała samolot transportowy o prostej konstrukcji, napędzany trzema silnikami tłokowymi Lycoming TIO-720-B1A o mocy 500 KM. Przewiduje się budowę od-



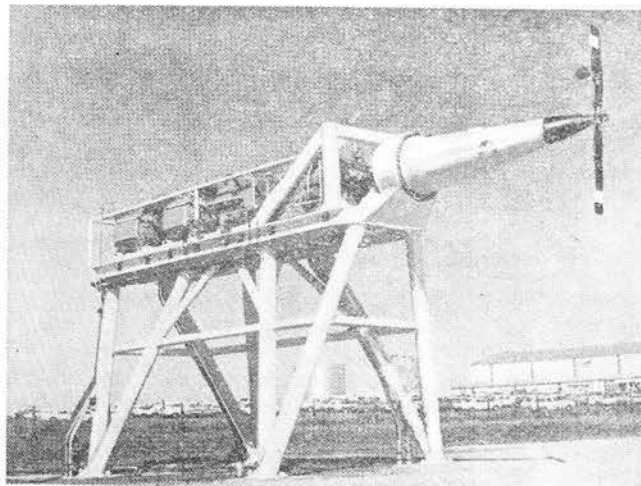
miany cywilnej do przewozu 20 pasażerów i odmiany wojskowej do przewozu 22 żołnierzy. Obie odmiany będzie można szybko przystosować do transportu towarów.

Dane techniczne: rozpiętość 18,9 m; długość 14,8 m; wysokość 5,4 m; maks. ciężar startowy 5670 kG; średni ciężar samolotu gotowego do lotu 3490 kG; maks. udźwig 2000 kG; prędkość maksymalna na wysokości 3000 m 348 km/h; prędkość przelotowa na 75% mocy startowej i na wysokości 3000 m 318 km/h; prędkość przeciągnięcia z wypuszczonymi klapami 113 km/h; zasięg z maks. ładunkiem 200 km; największy zasięg 1250 km.

W. K.

Nowy ośrodek doświadczalny firmy Bell

Firma Bell Helicopter buduje nowy ośrodek badawczo-rozwojowy na terenie Flight Research Center w Arlington (Teksas). Pierwszym elementem ośrodka jest stoisko



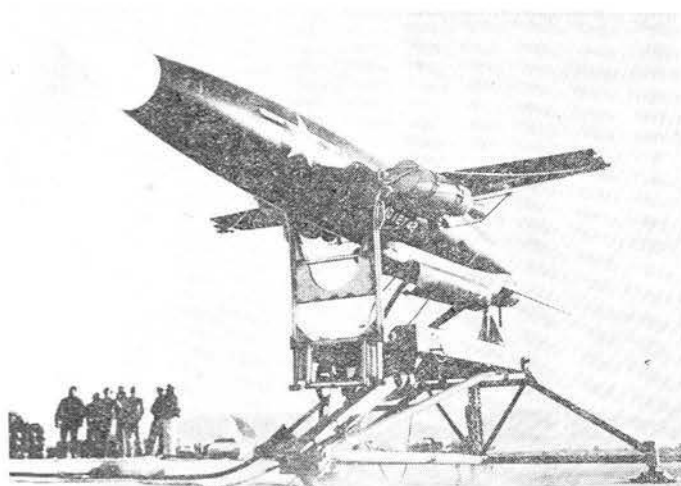
do badania wirników nośnych i śmigieł ogonowych śmigłowców oraz wirników napędowych, wyposażone w b. dokładne urządzenie do pomiaru obciążenia. Na fotografii nowe stoisko podczas prób śmigła ogonowego śmigłowca UH-1.

W. K.

Latający cel Northrop „Chukar“

80% budowanych obecnie na świecie bezzałogowych pojazdów powietrznych stosowanych jest jako latające cele. Mają one układ aerodynamiczny przypominający samoloty i są zdalnie kierowane, z ziemi lub z samolotu.

Firma Northrop zamierza zapoczątkować latającym celem MQM-74A „Chukar”, rozwijanym obecnie własnymi środkami, nową generację tego rodzaju pojazdów.



Jest on napędzany turbinowym silnikiem odrzutowym o ciągu 54 kG, przy czym do startu z wyrzutni służą rakiety JATO. Lądowanie odbywa się przy użyciu spadochronu pomocniczego i głównego; ten ostatni odziera się automatycznie po zetknięciu się pojazdu z ziemią. Zakres prędkości lotu wynosi od 376 do 740 km/h, a pułap 6100 m. „Chukar” ma długość 3,45 m i jest zbudowany w większości ze stopów lekkich i tworzyw sztucznych.

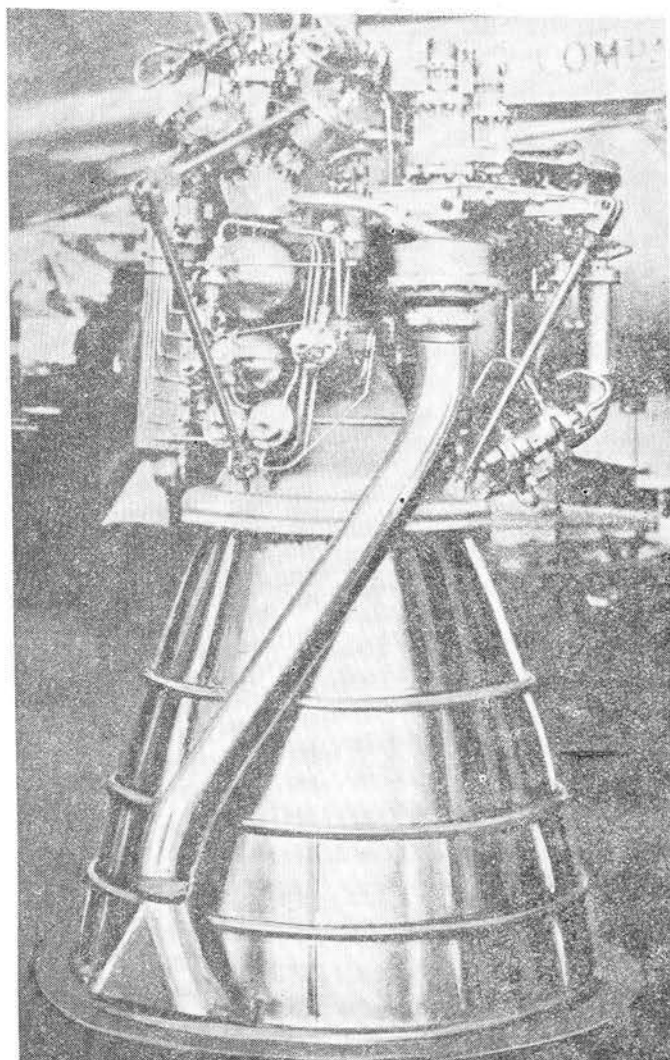
Latający cel może pozorować zarówno taktyczne manewry unikowe, jak i atak. Dzięki wyposażeniu go w urządzenia powiększające wygląda na ekranach radarowych jak prawdziwy samolot. Jest tak zaprojektowany, aby można było wykorzystać do jego eksploatacji większość urządzeń naziemnych stosowanych obecnie do latających celów z napędem śmigłowym.

W. K.

Silnik na ciekły wodór i ciekły tlen HM7

Załączona fotografia przedstawia makietę silnika raketowego HM7 zasilanego ciekłym wodorem i ciekłym tlenem. Silnik został opracowany przez Société Européenne de Propulsion (dawniej SEPR) we Francji. Jego ciąg w próżni wynosi 7000 kG, a impuls jednostkowy 425 s. Może być uruchamiany trzykrotnie.

Pozostałe dane: wysokość 1,62 m; średnica 0,85 m; ciężar silnika suchego 145 kG; prędkość obrotowa turbiny



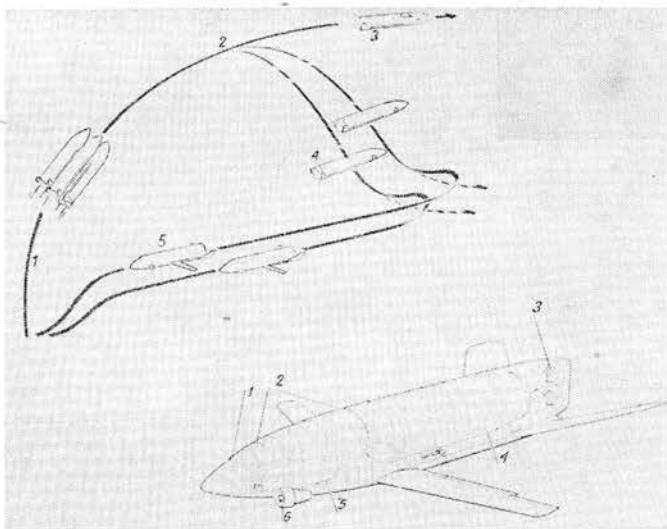
układu zasilania 65 000 obr/min; stosunek składników materiału pędnego 1 : 5,15; ciśnienie spalania 35 kG/cm²; wydatek wodoru 2,76 kG/s przy ciśnieniu 65 kG/cm²; wydatek tlenu 14,21 kG/s przy ciśnieniu 52 kG/cm².

W. K.

Projekt transportowca kosmicznego firmy General Dynamics

Jednym z najnowszych projektów transportowca kosmicznego, mającego przewozić pasażerów i zaopatrzenie między Ziemią, stacjami orbitalnymi i Księżycem, jest projekt opracowany przez General Dynamics.

Zaprojektowany przez tę firmę transportowy statek kosmiczny składa się z trzech załogowych, prawie identycznych członów: z jednego członu orbitalnego i dwóch członów nośnych. Cały zespół (patrz górny fragment rysunku) startuje w położeniu pionowym (1) przy użyciu silników wszystkich trzech członów, przy czym silnik członu orbitalnego jest zasilany paliwem ze zbiorników członów nośnych. Człony nośne zostają odrzucone (2) po wyczerpaniu się ich paliwa, a człon orbitalny kontynuuje lot na orbitę (3) wykorzystując własne paliwo. Natomiast człony nośne wchodzą w gęstsze warstwy atmosfery (4), rozkładają skrzydła — po wyhamowaniu przez atmosferę do prędkości poddźwiękowych — i uruchomiwszy dwuprzepływowe silniki powracają do miejsca startu lądując w położeniu poziomym (5). W podobny sposób powraca również po wykonaniu swego zadania człon orbitalny.



W zakresie prędkości hipersonicznych człony wykazują właściwości bezskrzydłowców z siłą nośną. Skrzydła o zmiennej geometrii są dostatecznie skuteczne dopiero przy prędkościach poddźwiękowych, przy czym są one korzystniejsze od skrzydła delta ze względu na ciężar i łatwość łączenia członów.

Pokazany na rysunku człon orbitalny ma długość 36 m, ciężar przy starcie 162 400 kG i ciężar przy powrocie od 30 600 do 39 000 kG. Na orbicie polarnej o wysokości 185 km może on umieścić ładunek użyteczny o ciężarze 8400 kG. Na rysunku oznaczają: 1 — zasobnik ratunkowy; 2 — pomieszczenie na wyposażenie (z przodu) i ładunek; 3 — silnik raketowy wysokiego ciśnienia; 4 — zbiornik wodoru; 5 — zbiornik tlenu; 6 — silnik dwuprzepływowy.

Człony nośne są praktycznie takie same jak człon orbitalny, jedynie zbiorniki materiału pędnego są dłuższe zajmując również pomieszczenie ładunkowe i wyposażeniowe.

Człony można ze sobą łączyć nie tylko jeden obok drugiego, lecz również wokół członu centralnego, którym może być np. stopień S-4B rakiety „Saturn”.

Warto tu zauważyć, że projekt General Dynamics wykazuje w sposób najbardziej spektakularny ścisły związek techniki astronautycznej z techniką lotniczą.

W. K.

Regulator ciągu samolotów Boeing 707

Lądowanie samolotów klasy samolotu Boeing 707 czy Douglas DC-8 w warunkach meteorologicznych odpowiadających kategorii II (widzialność pionowa 30 m, pozioma 400 m) może się odbywać albo przy użyciu automatycznego pilota, specjalnie do tego celu przystosowanego (samoloty Boeing 727), albo urządzenia, w skład którego wchodzi regulator prędkości podejścia

i które pozwala na ręczne sterowanie. W przypadku samolotów Boeing 707 „Lufthansy” wybrano ten drugi sposób.

Ponieważ istniejące już urządzenia do regulacji prędkości (regulatory ciągu) nie spełniały stawianych im przez „Lufthansę” wymagań, szczególnie ostrych w przypadku samolotów z silnikami zabudowanymi pod skrzydłem ze względu na silne sprzężenie między ciągiem a momentem pochylającym, zamówiono tego rodzaju urządzenie w Bodenseewerk Gerätetechnik w Überlingen (firma ta zajmuje się już od wielu lat automatycznymi urządzeniami sterującymi do samolotów VTOL).

Opracowany przez Bodenseewerk regulator ciągu FVR 02-201 składa się z następujących zespołów: urządzenia nastawczego, przelicznika, przyspieszoniomierza, silniczka nastawczego i nadajnika położenia klap. Z innej wytwórni pochodzi prędkościomierz i układ sprzężenia z dźwigniami sterującymi silników.

Za pośrednictwem urządzenia nastawczego pilot wybiera żadaną prędkość przyrządową. Prędkość mierzona porównywana jest przez przelicznik z prędkością wybraną, w wyniku czego do silniczka nastawczego zostają przekazane odpowiednie sygnały zmieniające ustawienie dźwigni sterujących wszystkich czterech silników. W celu wytłumienia mogących przy tym powstać oscylacji przyspieszoniomierz wytwarza za pośrednictwem przelicznika dodatkowy sygnał przerywający ruch dźwigni sterujących w chwili zaistnienia przyspieszenia zapewniającego osiągnięcie wymaganej prędkości lotu, przy czym wpływ na jego wskazania składowej przyspieszenia ziemskiego $g \sin \theta$ jest kompensowany przez giroskop mierzący pochylenie samolotu θ . Specjalny filtr do kompensacji wpływu podmuchów gwarantuje prawie całkowitą stałość ciągu w turbulentnym powietrzu. Nadajnik położenia klap zapobiega niepotrzebnym zmianom ciągu w czasie wypuszczenia klap. Chodzi tu o to, że przed lądowaniem pilot nastawia prędkość lądowania odpowiadającą konfiguracji z klapami wypuszczonymi. W związku z tym dla każdego położenia klap w czasie ich wypuszczania jest zaprogramowana chwilowa prędkość lotu, która jest przekazywana przez urządzenie nastawcze do przelicznika jako prędkość wymagana, a tym samym położenie dźwigni sterujących jest dostosowywane do tej prędkości.

Regulator ciągu może być wykorzystywany również w warunkach przelotowych, w czasie wznoszenia czy wyczekiwania. Prędkość nastawia się wówczas oddzielną gałką, a nadajnik klap i współpracujące z nim elementy układu są wyłączone.

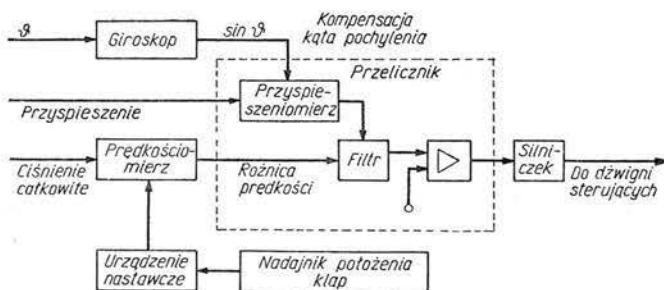
Dokładność utrzymywania wybranej prędkości lotu wynosi ok. 0,9 km/h, a czułość przyspieszoniomierza $\pm 0,18$ g.

Regulator został już zainstalowany na wszystkich samolotach Boeing 707 „Lufthansy”, a zainteresowanie nim wykazują amerykańskie i europejskie przedsiębiorstwa lotnicze.

W. K.

Wyposażenie śmigłowca INFANT

Załączone fotografie przedstawiają elementy opisywanego już w „Nowościach” wyposażenia do walk w nocy, które zostało opracowane przez firmę Hughes Aircraft i zainstalowane na śmigłowcu Bell UH-1 „Iroquois” w ramach programu INFANT (Iroquois Night Fighter and Night Tracker). Na pierwszej fotografii widać dwa zamocowane po bokach kabiny reflektory do oświetlania terenu promieniami podczerwonymi oraz dwie zamocowane z przodu kadłuba głowice obserwacyjne. W kabinie znajdują się ekrany do przedstawiania wzmocnionych elektronicznie obrazów terenu. Do bezpośredniego oglądania, wprost w głowicach obser-





wacyjnych, wzmocnionych obrazów służy światłowod, pokazany na drugiej fotografii.

W. K.

System nawigacji bezwładnościowej Collins

Firma Lockheed zdecydowała się zastosować na samolocie L-1011 „TriStar” bezwładnościowy system nawigacyjny INS-60 opracowany przez firmę Collins Radio Co. System ten został zaprojektowany zgodnie z wymaganiami towarzystw lotniczych, które dotychczas złożyły zamówienia na samolot L-1011, oraz zgodnie z przepisami budowy systemów nawigacji bezwładnościowej ARINC 561. Przepisy te wymagają określonych dokładności w wyznaczaniu geograficznej długości i szerokości pozycji samolotu, prędkości względem ziemi, kąta znoszenia, kursu i położenia samolotu.

Układ INS-60 składa się z platformy bezwładnościowej, urządzenia sterującego i wskaźnikowego oraz zespołu akumulatorowego. Konieczne do pracy układu obliczenia przeprowadza przelicznik z obwodami scalonymi wykonanymi techniką MOS (Metal-Oxide-Silicium). Cały układ jest zabudowany w oddzielnej skrzynce i jest zamienny z innymi systemami nawigacji bezwładnościowej, które odpowiadają przepisom ARINC 561.

Dzięki zastosowaniu modułowej konstrukcji układu możliwa jest jego rozbudowa do kompletnego systemu nawigacyjnego, który będzie odpowiadał wymaganiom komunikacji pasażerskiej lat siedemdziesiątych, szczególnie jeżeli chodzi o urządzenia do automatycznego lądowania wg kategorii III.

W. K.

Nowe urządzenia lotniskowe Tesla

Czechosłowacka wytwórnia elektroniczna Tesla już od wielu lat produkuje wyposażenie elektroniczne dla lotnictwa. Do jej najnowszych wyrobów w tej dziedzinie należą: radar dokładnego podejścia RP-3F, urządzenie do przekazywania obrazów radarowych SPZ-4, radar kontroli obszaru UPA-4 i urządzenie do fotografowania obrazów radarowych ET-300.

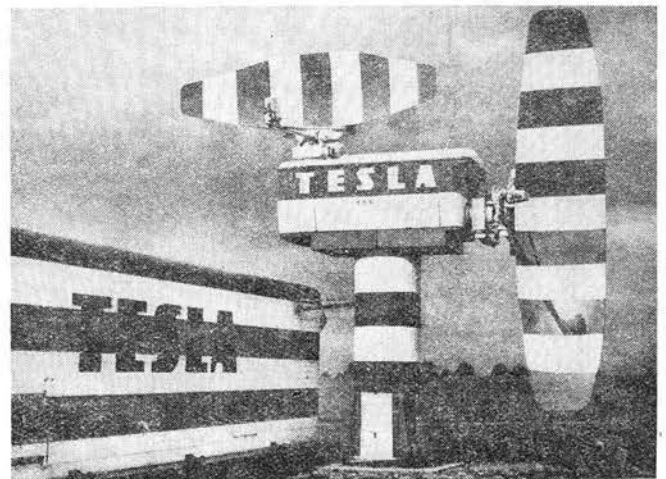
Radar dokładnego podejścia do lądowania RP-3F odznacza się b. dużą dokładnością i niezawodnością działania, zwiększoną zdolnością rozdzielczą i przystosowaniem do pracy ze 100% pewnością we wszelkich warunkach meteorologicznych. Może być stosowany z urządzeniem MTI do wygaszania zakłóceń od stałych obiektów, co pozwala na dokładne i ciągłe śledzenie samolotu mimo niekorzystnych warunków lokalizacji radaru. Parametry pracy radaru RP-3F w pełni odpowiadają normom ICAO. Jego zakres działania wynosi $+10^\circ$ w płaszczyźnie poziomej i od -1° do $+6^\circ$ w płaszczyźnie pionowej, a zasięg 10, 15 i 20 km.

Urządzenie SPZ-4 służy do bezprzewodowego przesyłania na duże odległości obrazów radarowych za pomocą przekaźnika TV.

Radar kontroli obszaru UPA-4 jest zbudowany całkowicie na tranzystorach i ma dużą rozdzielność. Jest on wyposażony w 10 ekranów o średnicy 40 cm z 4 niezależnymi kanałami wejściowymi i indywidualną regulacją wzmocnienia. Każdy ekran może pracować oddzielnie lub równolegle z pozostałymi. Zakresy odległości wynoszą 50, 100, 200 i 360 km; znaczniki odległości są przewidziane co 10 i 50 km. Radar jest przystosowany do pracy z urządzeniem fotografującym FT-300.

Urządzenie do fotografowania obrazów z ekranów radarowych FT-300 jest zbudowane całkowicie na tranzystorach, pracuje w sposób automatyczny z równoczesnym zaznaczaniem czasu i może współpracować ze wszystkimi znanymi urządzeniami radarowymi. Czasy naświetlania wynoszą 46, 90 i 180 s.

W.K.



WIADOMOŚCI Z TERENU

Zarząd Koła SIMP przy WSK w Mielcu wyłonił zespół fachowców w celu opracowania informacji o przemysłowej działalności oraz ekonomice eksportu lotniczego zakładu mieleckiego.

Informacja ta została przesłana przez Zarząd dnia 27 lutego br. pod adresem naczelnego redaktora tygodnika „Polityka” w związku z osławionymi artykułami Z. Szeli: „Gawrony, Wilgi i ambicja” i „Co robić z przemysłem lotniczym”.

Jesteśmy pewni, że te obiektywne dane simpowskie znajdują się na łamach „Polityki”, jednak — ponieważ do tego momentu może minąć kilka miesięcy — przeto wspomnianą informację zamieścimy w naszej rubryce.

Eksport WSK w Mielcu w 1966 r. wyniósł 158 mln złotych dewizowych, zaś w 1969 r. wzrósł do 191 milionów. Prawie 100% tego eksportu stanowił sprzęt lotniczy. 1970 rok przyniesie jeszcze wyższe efekty dewizowe. Zespół simpowski przypomina o opublikowanych i demonstrowanych w telewizji uroczystościach przekazania przez WSK Mielec 3000 samolotu An-2 do ZSRR.

Biuro Konstrukcyjne WSK Mielec powstało w 1956 r. z inicjatywy kadry inżynierskiej Wytwórni i w ciągu kilku lat mogło się wylegitymować projektami blisko dziesięciu samolotów i szybowców, oraz szeregiem udanych prototypów. Niestety działalność ta została zaprzeczona z powodu braku skrytykowanego poglądu na rozwój przemysłu lotniczego w kraju.

Takich utraconych pozycji, zmarnowanych osiągnięć, wyłączonego cennych kwalifikacji i zaprzeczonych środków

— wiele, bardzo wiele — mają na sumieniu te czynniki, od których decyzji zależał stan i rozwój polskiego przemysłu lotniczego. Ba! nie tylko przemysłu, lecz w ogóle lotnictwa w kraju! Bo przecież wszyscy wiedzą, że aerokluby nie mają dziś perspektyw na otrzymanie krajowych samolotów do szkolenia.

Nikt, kto zna te sprawy, nie zaprzeczy, że wielka i historyczna wina za rozproszenie mocy twórczych i przemysłowych lotnictwa w PRL, za stratę efektów w kraju i eksportu za granicę — obciąża Zjednoczenie Przemysłu Lotniczego i jego dyrektorów.

Zespół SIMP z Mielca wylicza błędy zarządzania i zadaje pytanie, jak to było możliwe, aby w warunkach planowej gospodarki — prawie przez ćwierćwiecze — tolerowano działalność ogromnego potencjału przemysłowego — od zadania do zadania — bez kompleksowego planu perspektywnego?

Zespół simpowski po wykazaniu licznych sprzeczności, niekompetencji w rozumowaniu i wymijania prawdy w artykułach red. Szeli — wylicza dziedziny, w które wkroczył postęp techniczny dzięki rozwojowi — w naszym kraju — wiedzy i dyscyplin lotniczych.

Omówione wyżej pismo Koła Zakładowego SIMP przy WSK Mielec zilustrowano wykresem opłacalności eksportu wyrobów lotniczych w porównaniu z produkcją nielotniczą oraz uzupełniono wykazem przyczynków tematycznych i literatury.

Pismo do „Polityki” koledzy z Mielca zakończyli propozycją odbycia spotkania dyskusyjnego oraz zwiedzenia WSK.

Z.

niejszych ośrodkach czasowych w woj. wrocławskim, gdzie znajdują się placówki „Orbisu”, można zamawiać bilet lotniczy, uzyskując jednocześnie dogodnie połączenie autobusowe z Wrocławiem.

Pasażerowie udający się do uzdrowisk i miejscowości wypoczynkowych Dolnego Śląska mogą za pośrednictwem „Lotu” rezerwować miejsca w autobusach PKS z Wrocławia do: Bierutowic, Karpacza, Kudowy, Polanicy, Dusznik, Szklarskiej Poręby i Jeleniej Góry.

▼ Dotychczas najbardziej uczęszczane linie „Lotu” za granicę — to trasy do Moskwy, Berlina i Paryża. Natomiast w ruchu towarowym najwięcej przesyłek przewożą samoloty między Warszawą a Mediolanem, co wiąże się z transportem kooperacyjnym dla samochodów „Fiata”.

Ważne są również przewozy do Frankfurtu i Paryża.

▼ Ostatnie dwa lata przyniosły podwojenie przewozów towarowych „Lotu” do około 8 tys. ton. W pracy przewozowej „Lotu” na ruch towarowy przypada 14%.

Jednak istnieją duże możliwości zwiększenia ilości przewożonych frachtów.

Można bowiem zabierać więcej towarów w samolotach obsługujących regularne linie, jest też zapotrzebowanie na towarowe loty czarterowe.

Niestety, żadne z naszych lotnisk, nawet międzynarodowy port lotniczy na Okęciu nie jest przygotowany do zmasowanego ruchu towarowego. Nie przewidziano tego projektanci, a również zmechanizowania ciężkich prac ładunkowych — w trybie improwizacji — dotychczas na Okęciu nie widać.

▼ Styczeńowe zadyмки i obfite opady śniegu nie potrafiły zdeorganizować regularnego ruchu lotniczego w naszym kraju.

Wszystkie lotniska były w porę odśnieżone i nie odwoływano prawie żadnych lotów. Wielka to zasługa personelu naziemnego i latającego lotnictwa cywilnego.

▼ W bieżącym roku ma być przywrócona komunikacja lotnicza z Łodzią. W tym celu przewiduje się zaadaptowanie lotniska Aeroklubu Łódzkiego dla potrzeb dużych samolotów pasażerskich. W 1969 r. zostały już wzmocnione i przedłużone pasy startowe lotniska.

▼ 3,2 mln zł wyasygnowano w powiecie sieradzkim na walkę z pasożytem zwanym motylicą watorbową, atakującą bydło i owce. Na wiosnę bieżącego roku — gdy na łąkach pojawiają się ślimaki zwane błotniarkami, które są roznośicielami motylicy watorbowej — do akcji zwalczania pasożytów użyje się lotnictwo.

8 samolotów typu „Gawron” rozpyli nad łąkami 5 mln litrów roztworu siarczanu miedzi.

▼ Nowy, fabularny film polski w reżyserii J. Zarzyckiego nosi nazwę „W pogoni za Adamek”. Akcja filmu rozgrywa się m.in. na warszawskim lotnisku Okęcie oraz na pokładzie rejsowego samolotu P.L. „Lot”. W głównych rolach wystąpią S. Mikulski, B. Brylska i Kubanka Rodriguez.

▼ Grupa krakowskich naukowców z Instytutu Badań Jądrowych przygotowuje pod kierunkiem prof. M. Mięsołowicza i J. Gieruli interesujące doświadczenie, polegające na umieszczeniu wielkiego bloku emulsji jądrowej w sztucznym satelicie „Interkosmos”. Emulsja ta zostanie naświetlona przez cząstki korpuskularnego promieniowania kosmicznego o bardzo wysokich energiach.

▼ W 1973 roku w 500-lecie urodzin Mikołaja Kopernika zbudowany zostanie w okolicach Grójca koło Warszawy 2-metrowy teleskop, za pomocą którego można będzie badać widma słabych gwiazd, mgławic, a także dalekich galaktyk.

Tak duże teleskopy mają dotychczas uczeni tylko 5 krajów: ZSRR, USA, Francja, CSRS i NRD. W Grójcu zlokalizowane zostanie również centralne obserwatorium, a w latach następnych powstanie elektroniczny ośrodek obliczeniowy.

KRONIKA

▼ Koło SIMP przy WSK Mielec wykazuje wielką prężność. Liczba członków z 308 na początku 1969 r. wzrosła do 433 w końcu stycznia br. Przewodniczący Koła kol. S. Książek informuje, że wpłynęło 50 dalszych deklaracji.

Na rozwój Koła wpływa jego owocna działalność. W WSK pracuje 12 sekcji przy czym dwie z nich (Metrologii i Warsztatowej i Technologii Narzędzi) powołano do życia w ub. roku. Rocznie organizuje się 50—60 odczytów, 12 kursów, około 10 wystaw i ekspozycji oraz kilka wycieczek technicznych. Ogłasza się również konkursy: racjonalizatorskie, na mistrza techniki i inne.

Zarząd Koła Zakładowego zawarł z dyrekcją WSK porozumienie o współpracy. Członkowie Koła SIMP biorą udział w pracach organizacji społecznych Zakładu, jak również są reprezentowani we wszystkich komórkach organizacyjnych i komisjach WSK.

▼ Załoga WSK w Mielcu przekroczyła o 200 tysięcy złotych swoje zobowiązanie podjęte w 1969 r. dla uczczenia 25-lecia PRL. Dostarczyła ona ponad plan m.in. 8 samolotów An-2.

W bieżącym roku WSK Mielec wykonuje serię 500 samolotów An-2 w wersji rolniczej oraz pasażerskiej zamówionych przez Związek Radziecki.

▼ Od niedawna na usługach rolnictwa macedońskiego znajdują się polskie samoloty An-2 z Mielca i są tam chwalone.

Rolnicy jugosłowiańscy postanowili dodatkowo zakupić 5 samolotów.

▼ Zarząd Główny SIMP wydał wyczerpujący „Informator Szkoleniowy 1969—1970” i przekazał go do wszystkich oddziałów Stowarzyszenia. W informatorze podano 75 zasadniczych i podstawowych kierunków i tematów kursów prowadzonych przez SIMP. Zarząd Główny SIMP,

wypełniając statutowy obowiązek podnoszenia kwalifikacji zawodowych kadr inżyniersko-technicznych, organizuje rocznie około 500 kursów, na których podnosi swe kwalifikacje ponad 20 tysięcy słuchaczy.

Ośrodek Szkolenia SIMP — wśród kursów o tematyce konwencjonalnej — organizuje wiele kursów poświęconych nowym dyscyplinom lub szczególnie ważnym w naszym życiu technicznym. Poniżej wymieniamy kilka z nich:

Metodyka konstruowania (32 godz. wykładów i 24 godz. ćwiczeń)

Technologia zabezpieczeń przed korozją w warunkach tropikalnego, morza i kopalni (50 godz. wykładów i 20 godz. ćwiczeń)

Obróbka wyłudzająca luźnym ścierniwem w urządzeniach wibracyjnych (25 godz. wykładów i 20 godz. ćwiczeń)

Nieniszczące metody badań materiałów (40 godz. wykładów i 39 godz. ćwiczeń)

Wdrażanie międzynarodowego układu jednostek miar S.I. (30 godz. wykładów i 30 godz. ćwiczeń)

Wynalazczość i ochrona patentowa, w 3 wariantach: dla komórek wynalazczości (16 dni), dla księgowości i służb ekonomicznych (9 dni) i dla działów konstrukcyjnych i technologicznych (10 dni).

Zarząd Główny SIMP prosi zainteresowanych o nadsyłanie uwag i propozycji.

Sugerujemy zarządom kół SIMP w przedsiębiorstwach lotniczych zgłoszenie zapotrzebowania na kursy potrzebne naszej branży.

▼ We Wrocławiu powstał oddział Polskiego Towarzystwa Astronautycznego. Pierwszym prezesem nowego oddziału został znany polski astronom, prof. dr Jan Mergentaler, dyrektor Instytutu Astronomicznego Uniwersytetu Wrocławskiego.

▼ Wrocławski Oddział „Lotu” jako pierwszy w kraju postarał się o nawiązanie ścisłej współpracy z PKS-em. We wszystkich miastach powiatowych oraz waż-

MARKS A.

629.785:523.3

The Apollo 13 flight

In this article there are presented planned missions that would be realized by Apollo 13 astronauts J. Lovell and F. Haise after landing on the rocky and mountainous part of the Moon, very interesting from the scientific point of view. The spacecraft Apollo is described. The situation after explosion in Apollo 13 service module is analysed and the measures used in order to provide the return of the astronauts on Earth are shown. The suppositions regarding influence of the Apollo 13 failure on continuation of the Apollo program are given.

ZYLICZ M.

629.7.004.24:656.7.004.24

The rights for developing the international air transport

This paper presents the political — legal problems of the international air transport. In the world actually it is developing the independent role of the international air transport but this development is being retarded by legal obstacles. In Poland the obstacles of the air transport development can be omitted in the case of starting the long-range lines.

ZEBROWSKI M.

533.6.013.8:551.55

The influence of shear winds on aircraft flight

The vertical and horizontal shear winds change temporarily the aircraft indicated speed that results in difficulties of aircraft control, especially during approach phase of flight. In this paper there are explained the conditions under which shear winds are creating, there are presented the examples of landing at normal shear winds, at shear winds caused by rear wind, forward wind and gusts and it is discussed the influence of shear wind on take-off, climb and cruise.

LEWITOWICZ J.

539.16:620.178.111.4:629.7.001

Some possibilities of applying radio-isotopes for tests in the aviation

Two trends may be distinguished in the field of using radio-isotopes for tests in the aviation: the application of isotopes for investigation of gasdynamic and mechanical processes, for example the measurement of density of gases exhausted from turbojet nozzle and the measurement of variation of clearances in turbine engines, and the application of isotopes as radiating sources in the defectoscopy for recognition of failures and wear of the mechanical components. In this article the results obtained in the ITWL in the field of applying the radioisotopes for aviation tests are presented.

CZAPLICKI J.

629.7.002

SAP—the new constructional material for the aviation

The article gives the short characteristics of scorced aluminium powder material — SAP — in regard to its fundamental physical and mechanical properties in comparison to other constructional aluminium alloys and explains the possibilities of application of this material in aircraft engineering.

Co piszą inni...

Czynniki wpływające na program przedmiotu „podstawy metrologii”

W artykule doc. dr inż. J. Piotrowski omawia niektóre czynniki wpływające na kształtowanie programu przedmiotu „podstawy metrologii”, analizuje przy tym odbiorcę przedmiotu, metodę nauczania i zakres przedmiotu. Podaje też obszerny, krytyczny przegląd literatury przedmiotu.

Artykuł rozpoczyna dyskusję n.t. „Nauczanie metrologii w wyższych szkołach technicznych”. Ostatnio zagadnienie nauczania metrologii i konieczność wprowadzenia daleko idących zmian w tym zakresie coraz częściej pojawiają się na łamach czasopism naukowo-technicznych oraz dyskutowane są na sympozjach i konferencjach zarówno w kraju, jak i na arenie międzynarodowej.

Doceniając wagę tych zagadnień Redakcja PAK na wniosek i przy współudziale Sekcji Podstawowych Zagadnień Metrologii Podkomitetu Pomiarów PKPA NOT udostępniła łamy miesięcznika na przeprowadzenie dyskusji nad tymi zagadnieniami.

„Pomiary, Automatyka, Kontrola” 1970 nr 2.

Oprawy do sygnalizacji świetlnej przeszkód lotniczych

Przeszkody znajdujące się na drodze startującego, lecącego lub lądującego samolotu muszą być oznaczone stałym czerwonym światłem.

W artykule podane są wymagania techniczne, jakim powinny odpowiadać oprawy sygnalizacyjne oraz opisana konstrukcja nowego typu oprawy przeszkodowej, którą produkują od 1969 r. Mazurskie Zakłady Aparatury Oświetleniowej w Wilkach k. Giżycka.

„Wiadomości Elektrotechniczne” 1970 nr 2.

Rodzaje i budowa amerykańskich zastrzeżeń patentowych

Amerykańskie zastrzeżenia patentowe zasługują na uwagę ze względu na ich odrębny sposób formułowania w porównaniu do redakcji zastrzeżeń patentowych innych krajów, następujące trudności przy ich opracowywaniu i w mniejszym stopniu przy ustalaniu zakresu ochronnego, jak i duże znaczenie osiągnięć technicznych tego kraju, licznie dokumentowanych w opisach patentowych (ponad 3 mln patentów). Obecne rodzaje i budowa amerykańskich zastrzeżeń patentowych powstały w wyniku długiego okresu rozwoju prawa patentowego. W artykule inż. M. Rodziewicz omawia wymagania dotyczące redakcji zastrzeżeń patentowych, terminologię stosowaną w zastrzeżeniach patentowych oraz właściwą korelację zastrzeżeń patentowych z rysunkiem.

„Wynalazczość i Racjonalizacja” 1970 nr 2.

Pojęcie i ocena klejenia w budowie maszyn

W artykule dyskusyjnym dr inż. R. Sikora wskazuje na potrzebę prowadzenia prac na temat pojęć i oceny klejenia, dokonuje próby szerszego niż dotąd określenia kleju i klejenia, definiuje podstawowe elementy ogólnego pojęcia klejenia, a m.in. jakość klejenia. Wprowadza pojęcie klejalności na tle pojęcia obrabialności i dokonuje przeglądu i podziału wskaźników klejalności jako podstawy do oceny klejalności i klejenia. Wskazuje na normalizację jako jedną z najważniejszych metod racjonalnego i efektywnego rozwoju techniki klejenia w budowie maszyn.

„Przegląd Mechaniczny” 1970 nr 3

Program kształcenia inżynierów w zakresie „podstaw metrologii”

W artykule z cyklu dyskusji nt. „Nauczanie metrologii w wyższych szkołach technicznych” doc. dr hab. inż. T. Słuszkiewicz i dr mgr J. Lasocki omawiają cel nauczania podstaw metrologii, motywację wprowadzenia przedmiotu, założenia przyjęte przy układaniu programu oraz propozycję zestawu treści wykładu, ćwiczeń tablicowych i laboratoryjnych. Wprowadzenie przedmiotu kształcącego przyszłych inżynierów w zakresie podstaw nowoczesnego miernictwa postulowane były we wnioskach IV Krajowej Konferencji Metrologii.

„Pomiary Automatyka Kontrola” 1970 nr 3.

Zasady budowy programu nauczania metrologii na wyższych uczelniach technicznych

W artykule doc. dr inż. Z. Karkowski przedstawia propozycję unifikacji szkolenia wszystkich studentów uczelni technicznych w zakresie „podstaw metrologii” i omawia dalsze etapy nauczania metrologii na tych uczelniach. Podaje zasady budowy programu nauczania z przedmiotów metrologicznych i wykazuje, że nawet w małych uczelniach (liczących 500 studentów) celowe i uzasadnione jest powoływanie samodzielnych jednostek organizacyjnych prowadzących dydaktykę z „podstaw metrologii” dla całej uczelni.

„Pomiary Automatyka Kontrola” 1970 nr 3.

Dokończenie z IV str. okładki

Lotnisko Praga Ruzyně odgrywa doniosłą rolę w życiu gospodarczym i politycznym Czechosłowacji. Centralne położenie w Europie stwarza predyspozycje usługowe w relacjach międzynarodowych, z lotniska korzystają samoloty 24 przedsiębiorstw lotniczych świata. Silnie rozwinięta komunikacja zarówno krajowa jak i międzynarodowa powodują, że Ruzyně jest jednym z najbardziej aktywnych lotnisk w Europie wchodniej.

Lotnisko rozwijało się równolegle z Czechosłowackimi Liniami Lotniczymi CSA, a więc od 1920 r. Początkowo było to lotnisko wojskowe Kbely, a następnie w miarę potrzeb rozbudowywane i przemianowane na Ruzyně.

Tablica. Rozwój usług przewozowych na lotnisku Praga — Ruzyně w latach 1920—1967

Rok	Liczba samolotów	Liczba pasażerów
1920	21	11
1923	1 391	1 417
1930	5 447	12 382
1937	7 199	39 808
1947	17 290	154 040
1955	22 292	319 204
1965	48 517	1 391 063
1966	50 519	1 508 626
1967	50 530	1 593 810

Powierzchnia lotniska wynosi około 820 hektarów, a położone jest w odległości 16 km od centrum miasta w kierunku zachodnim.

Dokończenie ze str. 17

Dotychczasowe doświadczenia w eksploatacji ciężkich samolotów transportowych z napędem odrzutowym wykazały, że piloci liniowi bardzo skutecznie unikają niedolotu, jednak wielokrotnie zbyt dużą prędkość podejścia do lądowania lub za dalekie przyziemienie było ciężką próbą dla układów hamulcowych samolotów.

Przyczynę tego tłumaczy porównanie rysunków 4, 6 i 7. W przypadku przedstawionym na rys. 4 (podejście do lądowania w warunkach typowych) zachodzi konieczność zmniejszenia prędkości podróźnej między markerem zewnętrznym a punktem przyziemienia o 20 km/h w ciągu 94 s; w warunkach podejścia do lądowania w wietrze czołowym (rys. 7) zachodzi konieczność zwiększenia prędkości podróźnej o 40 km/h w ciągu 98 s; w czasie podejścia do lądowania z wiatrem tylnym (rys. 6) prędkość podróżna musi zostać zmniejszona o 120 km/h w ciągu 72 s. Dlatego w celu zabezpieczenia lądowania w zamierzonym punkcie podejścia do lądowania w warunkach tylnego gradientu wiatru wymagana jest najdokładniejsza kontrola prędkości.

Ogólną radą na wszystkie problemy podczas podejścia do lądowania wywoływane gradientem wiatru jest ściśle przestrzeganie przyrządowych prędkości lotu zalecanych przez instrukcje eksploatacji poszczególnych typów samolotów.

Literatura

1. Boeing Airplane Company, Boeing Airliner, str. 14—16, 1961 April.
2. Browne J. A.: Wind shear effects on airspeed, The Log, 1969 March.
3. Neyland L. J.: Change without notice, USAF Flying Safety, 1956, str. 16—20
4. Effect of squally winds on airspeed, Trans World Airlines Inc, System Operations Bulletin 51—24, 1951.
5. Effect of encountering a wind shift during a turn, „Trans World Airlines”, Inc, System Operations Bulletin 52—5, 1952.

W ostatnich latach lotnisko uległo zasadniczej rekonstrukcji i rozbudowie. Prace rekonstrukcyjne zapoczątkowano w 1956 r., to znaczy po wprowadzeniu do eksploatacji samolotu odrzutowego Tu-104 przez CSA. W 1957 r. zakończono prace nad dokumentacją, którą przygotowało wojskowe biuro projektów, a kosztorys rozbudowy wynosił ponad pół miliarda koron.

Uroczystego otwarcia lotniska, które odbyło się 15 czerwca 1968 r., dokonał Prezydent Czechosłowacji L. SWOBODA. Ruzyně stanowi jedną z największych inwestycji Pragi ostatnich lat. Np. ogólna objętość budynków dworcowych przekracza 160 tys m³. Na konstrukcję budynków portowych wykorzystano ponad 10 tys. m³ betonu.

Główny budynek dworcowy ma wymiary 104 × 72 m, a budynek administracyjny 24 × 30 m. Tylko te dwa budynki zużywają w ciągu roku ponad 5 milionów kWh energii elektrycznej.

Komfortowo urządzona hala dworcowa przygotowana jest do obsługi 4 milionów pasażerów rocznie, a w ciągu godziny może być obsłużonych 2200 pasażerów. Hale dworcowe wyposażone są w wiele urządzeń automatycznych przeznaczonych do obsługi pasażerów i ładunków towarowych. Ponadto przestrzenne usytuowanie budynków portowych pozwala na jego dalszą rozbudowę po osiągnięciu szczytowych zdolności przewozowych. Przewiduje się, że już po 1975 r. trzeba będzie przystąpić do dalszej rozbudowy.

Całkowity czas przeznaczony na kompleksową obsługę pasażera, od momentu jego przybycia na lotnisko do chwili odlotu, nie powinien przekraczać 20 minut.

Lotnisko Ruzyně zbudowano rzeczywiście z dużym rozmachem i doskonałym układem funkcjonalnym.

Lotnisko ma cztery pasy startowe zapewniające lądowanie dowolnego typu samolotu do Boeing-707 i H-62 włącznie.

Wymiary dwóch głównych pasów wynoszą:

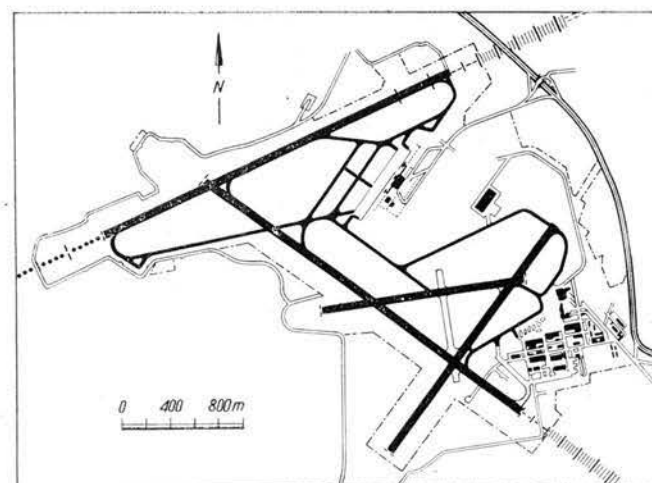
1. (31/13) 3250 × 45 + 2 × 4,5 m,
2. (25/07) 3100 × 45 + 2 × 4,5 m (z możliwością dalszego przedłużenia do 4300 m),

a. dodatkowych dwóch pasów:

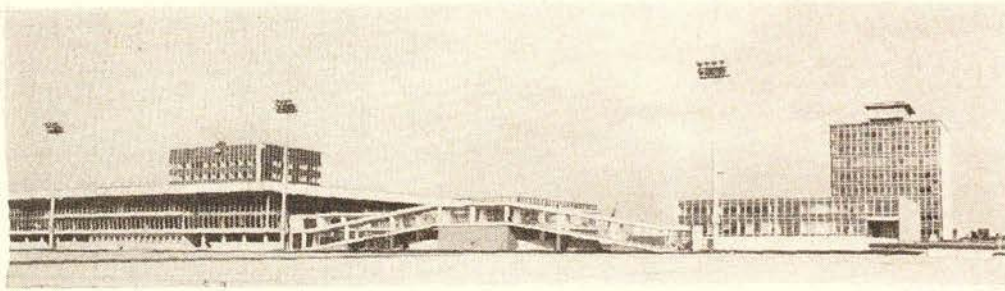
3. (22/04) 2300 × 60 m,
4. (26/08) 1670 × 40 m.

Lotnisko Ruzyně posiada wyposażenie techniczne zgodne z wymogami ICAO dla lotnisk międzynarodowych klasy A i jest przystosowane do przyjmowania i obsługi najnowocześniejszych samolotów. Do najważniejszych urządzeń należy zaliczyć:

- Precyzyjny system lądowania (ILS) kategorii I, zabezpieczający podejście aż do wysokości decyzji 60 m i zasięgu widzialności drogi startowej rzędu 800 m
- Precyzyjny radar nadzoru (SRE) śledzący w promieniu 50 km i doprowadzający samolot do ścieżki lądowania
- Precyzyjny radar nadzoru (RSR) prowadzący samoloty z wielką dokładnością z odległości 150 km. Trzy tego typu radary stwarzają ciągłe pole obserwacji (produkcja TESLA)
- Goniometry i ultrakrótkofalowe radiolatarnie
- Systemy oświetlenia podejścia rozmieszczone są na pasach głównych w odległości 1000 m od progu lądowania
- Radar meteorologiczny.



lotnicze porty świata

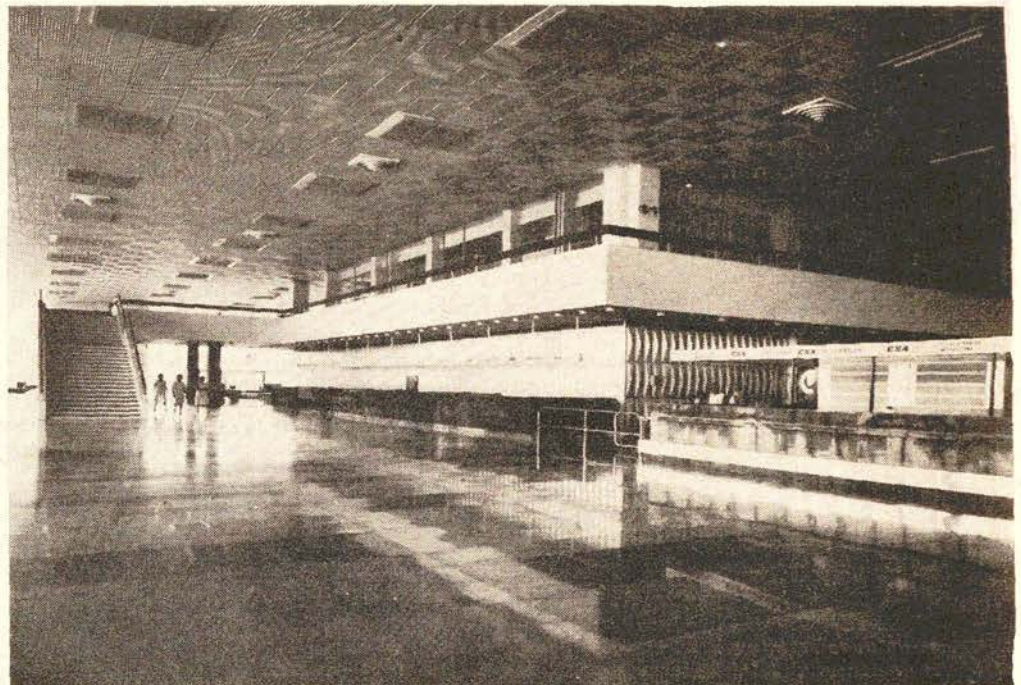


Widok budynku dworcowego i administracyjnego

PRAGA— RUZYNE



Budynek dworcowy



Główna hala pasażerska