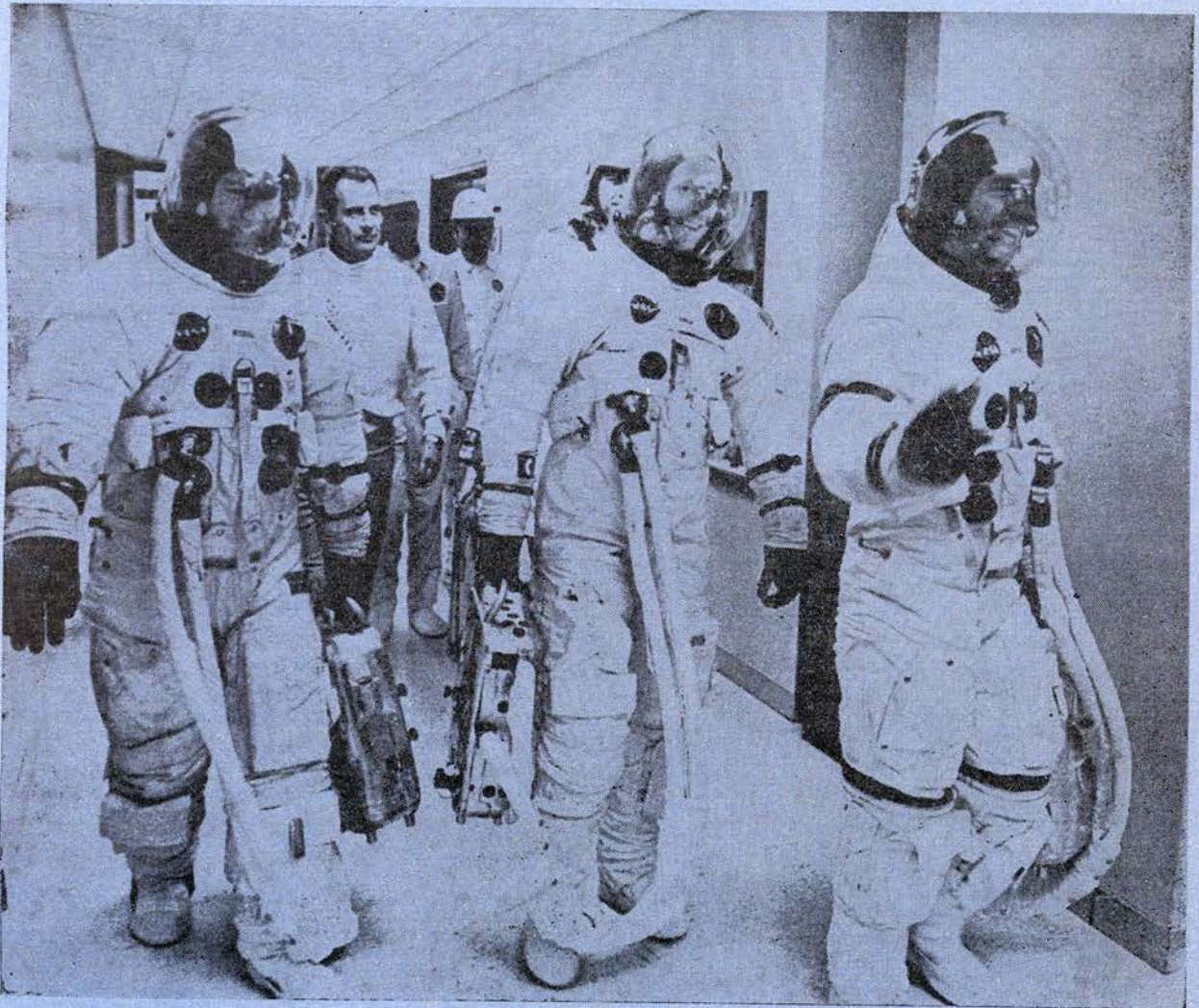


TECHNIKA

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



Z działalności Sekcji Lotniczej SIMP

Zarząd Sekcji zatwierdził program działania Sekcji Lotniczej SIMP na okres kadencji Zarządu wybranego przez Walne Zgromadzenie Delegatów w dniu 10 kwietnia 1969 r. Program ten był opracowany przez kolegów Borodzika, Sikorskiego i Zarembe, w oparciu o wytyczne uchwały przyjętej przez Walne Zgromadzenie, potem został poddany analizie przez kol. kol. Borzyszkowskiego i Wineckiego. Wyciąg z programu, obejmujący plan pracy Sekcji na 1971 r. powielono i rozesłano do oddziałów i kół Sekcji Lotniczej, członków Zarządu Sekcji oraz do Zarządu Głównego SIMP.

Zarząd Sekcji Lotniczej SIMP opracował zarys potrzeb finansowych na 1971 r. i preliminarz ten zgłosił do Zarządu Głównego. Ważniejsze pozycje tego planu stanowią:

- suma 10 000 zł na nagrody dla kół i oddziałów naszej Sekcji, wyróżniających się w działalności społecznej,
- suma 5000 zł na koszty pobytu dwóch cudzoziemców, których zaprosi się na zawody śmigłowcowe do Świdnika,
- suma 8000 zł na koszty wyjazdu dwóch przedstawicieli Sekcji dla nawiązania współpracy z grupami lotniczymi bułgarskich stowarzyszeń branży mechanicznej i komunikacyjnej.

W grudniu ub. r. odbyło się posiedzenie Rady Programowej „Techniki Lotniczej i Astronautycznej”. W posiedzeniu wzięło udział Kolegium Redakcyjne czasopisma, jego korespondenci terenowi oraz przewodniczący obu współpracujących Sekcji Lotniczych kol. kol. T. Kostia i E. Kołodziński. Zebrani dokonali wyboru na przewodniczącego Rady Programowej kol. M. Sikorskiego. Redaktor naczelny TLiA kol. S. Sulikowski odczytał sprawozdania z poprzedniego zebrania Rady, potem zapoznał zebranych z planem tematycznym czasopisma. Zebrani postulowali,

aby wśród rodzajów i kierunków drukowanych materiałów redakcyjnych reprezentowane były m. in. następujące dziedziny związane z lotnictwem:

- zagadnienia sprzętu wojskowego i uzbrojenia,
 - ekonomika lotnictwa wojskowego,
 - sprawy sportowe interesujące młodzież,
 - zagadnienia związane z eksploatacją,
 - materiały statystyczne i wskaźniki,
 - ekonomika usług pozatransportowych,
 - historia lotnictwa w ogóle, zaś polskiego — w szczególności,
 - zagadnienia lotniskowe w oparciu o technikę,
 - problemy śmigłowcowe,
 - tematyka medyczna dla techników.
- Ponadto uznano, że celowe jest zamieszczenie na łamach TLiA streszczeń fachowych odczytów i prelekcji wygłoszonych w jednostkach organizacyjnych sekcji lotniczych SIMP i SITK. Przewodniczący Rady Programowej ustalił terminy posiedzeń Rady. Odbędą się one w lutym, maju i listopadzie 1971 r., przy tym na jednym z zebrani omówione będą zamierzenia w zakresie propagandy czasopisma, zwiększenia jego poczytności oraz pozyskiwania autorów

Zorganizowana — z inicjatywy Koła Zakładowego SIMP, z żywym współdziałaniem członków Sekcji Lotniczej — „Trybuna Techników” w mieleckim Domu Kultury, wykazuje ożywioną działalność odczytowo-filmową. Zaplanowano m. in. 13 imprez lotniczych, 9 — motoryzacyjnych, 10 — technologicznych. Działacze starają się o atrakcyjne, kolorowe filmy, zagraniczne, planuje się wizyty kilku seniorów lotnictwa, sporządza się listę referatów, w celu zorganizowania akcji wymiany prelegentów z innymi ośrodkami przez Zarząd Sekcji Lotniczej.

mieleckich simpowców w zakresie utrzymania lotniczego profilu w zakładach regionu rzeszowskiego. W nawiązaniu do komunikacji należy stwierdzić, że zaniedbania w dziedzinie transportu powietrznego narażają gospodarkę narodową na ogromne straty, które nie tylko liczą się w wartościach materialnych. Czas wreszcie otwarcie powiedzieć, gdzie leżą przyczyny uciekania od wysoko opłacalnej produkcji lotniczej na rzecz materiałów chłonnych i wymagającej dużych inwestycji — produkcji mniej złożonej! Jest to polityka ekstensywna, która prowadzi do poważnego ograniczenia wyników ekonomicznej działalności polskiego przemysłu maszynowego.

Do swej wypowiedzi dołączył kol. Orczykowski wykres, charakteryzujący granice opłacalności eksportu (wyrażonej w ilości złotych obiegowych na 1 złoty dewizowy), ważniejszych wyrobów finalnych, wytwarzanych w zakładach mieleckich. Z wykresu wynika, że produkcja lotnicza ma prymat w zakresie opłacalności eksportowej.

W NASTĘPNYM NUMERZE...

Jaką mamy i jaką powinniśmy mieć kadrę w naszym przyszłym przemyśle lotniczym? W przemyśle, który ma być źródłem nowoczesnych metod kierowania przemysłem, nowoczesnych konstrukcji i technologii, skoro ma przynieść konkretne dochody. Powinien on być wzorowo kierowany, powinien mieć odpowiednio przygotowaną kadrę. W artykule *Bez kadr przemysł lotniczy będzie kaleką* E. Margański i A. Glass starają się odpowiedzieć na to i inne pytania; wskazując na obecną sytuację proponują opracowanie programu, opartego o wnikliwą analizę możliwości rynkowych i tendencji rozwoju techniki lotniczej.

Wyniki analizy składu chemicznego próbki gruntu księżycowego dostarczonego przez „Łunę” 16 opisuje A. Marks. Uwagę zwraca duże podobieństwo próbki do próbek przywiezionych z Księżycyca przez astronautów z wyprawy „Apollo” 12, zarówno pod względem składu chemicznego, jak i struktury fizycznej oraz wieku.

Analizę możliwości i celowości zastosowania turbinowego silnika śmigłowego do napędu samolotu rolniczego o udźwigu chemikaliów 2000 kg przedstawiają W. Kordziński i J. Zięborak. Omawiają najważniejsze zagadnienia związane z zastosowaniem silnika turbinowego do napędu samolotu rolniczego oraz formułują wymagania, jakim powinien odpowiadać silnik o takim przeznaczeniu.

O rozwoju ruchu eksploatacyjnego w Polsce piszą J. Konieczny i E. Olearczuk. Przedstawiają jego historię, dotychczasowe wyniki oraz wskazują kierunki dalszego rozwoju.

Rodzaje smarów stosowanych obecnie i zakres ich używalności omawiają W. Pawłowski i A. Wakalski w artykule *Nowoczesne smary i techniki smarowania*.

Historie powstania polskiego lotnictwa sanitarnego, przeobrażenia, jakim uległo na przestrzeni 15 lat swej działalności, aktualne problemy oraz perspektywy dalszego rozwoju omawia Z. Olśzański.

O katastrofach lotniczych, przyczynach i sposobach zapobiegania im pisze B. Dostatni.

TRYBUNA LOTNIKÓW

Kol. Stanisław Orczykowski, delegat na Wojewódzką Konferencję Przedkongresową w Rzeszowie — nie mając możliwości zabrania głosu bezpośrednio na Konferencji — przesłał swoje tezy p.a. Wojewódzkiego Oddziału NOT w Rzeszowie. Poniżej podajemy myśl przewodnią też członka Zarządu naszej Sekcji.

Sprecyzowana na V Zjeździe PZPR zasada selektywnego rozwoju gospodarki nakazuje wykorzystać istniejący już w Polsce potencjał wytwórczy i naukowo-badawczy dla rozwijania wysoko opłacalnej produkcji lotniczej w zakresie szybowców, małej i średniej wielkości samolotów oraz śmigłowców. Niezbędne jest opracowanie kompleksowego, perspektywicznego programu rozwoju lotnictwa, obejmującego plan szkolenia i specjalizacji podyplomowej potrzebnych fachowców.

Postuluje się energiczną rozbudowę zaplecza silnikowego i osprzętowego. Szczególnie palący jest problem siwożenia możliwości produkowania wyposażenia elektronicznego.

VI Kongres Techników Polskich powinien również usankcjonować inicjatywę

MIELEC WIERNY LOTNICTWU

Rzeszowski przegląd techniczno-gospodarczy „Konfrontacje” w numerze wrześniowym z ub. r. przynosi wiele informacji o mieleckiej wytwórni lotniczej, przedwojennych Państwowych Zakładach Lotniczych Wytwórni Płatowców Nr 2 (zwanych PZL WP.2) i powojennej Wytwórni Sprzętu Komunikacyjnego (od niedawna WSK „Delta”). Zaczniemy od historii. W numerze znajdujemy wspomnienia weterana lotnictwa — mechanika samolotowego Władysława Majewskiego, który w maju 1939 r. wraz z grupą 150 fachowców przybył z warszawskich PZL WP.1 uru-

chamiać bratnią fabrykę. Snuje się opowieść o tragicznym losie ostatniego „Łosia” (z partii sześciu wyprodukowanych w Mielcu), którym kierownik działu badań w locie inż. K. Dzwonkowski miał polecić do Rumunii, o smutnej i bezcelowej ewakuacji pracowników WP.2 do Bilgoraja, o pierwszych represjach okupanta, o produkcji lat powojennych...

Historii mieleckiej fabryki poświęcony jest również artykuł Z. Iwanicza pod znamienym tytułem „Zawsze wierni tradycji”. PZL WP.2 obok Wytwórni Silników w Rzeszowie i Huty Stalowa

Wola, jeden z asów Centralnego Okręgu Przemysłowego (COP-u) w przewidywanej rozgrywce z „Luftwaffe” przekształcił okupant w filię fabryki Heinkla.

Liczny jest rejestr sabotaży popełnianych przez pracowników „Flugzeugwerk Mielec”, ciężkie były ofiary bohaterów walki podziemnej, zanim w dniu 8 sierpnia 1944 r. Mielec powitał oddziały Armii Czerwonej. Tymczasowy zarząd wojskowych władz radzieckich trwał w fabry-

Dokończenie na III str. okł.

TECHNIKA 4/71
lotnicza
ASTRONAUTYCZNA

Adres Redakcji:

Warszawa, ul. Czackiego 3/5

tel. 27-70-09

Wydawca:

WYDAWNICTWA CZASOPISM TECHNICZNYCH
NOT

Warszawa, ul. Czackiego 3/5

SPIS TREŚCI

W dziesiątą rocznicę pierwszego kosmicznego lotu Człowieka	1
W. Kordziński: Kosmiczne wyprawy załogowe a kosmiczne sondy automatyczne	9
J. Babiejczuk, B. Dostatni: Polski przemysł lotniczy — nowe nadzieje	11
J. Otyś, S. Szczeciński: O trzech sposobach chłodzenia wirników turbin silników lotniczych	15
M. Łękowski, J. Petulski: Badanie korkociągu samolotu	19
E. Olearczuk: Potrzeba teorii eksploatacji	25
T. Buczyiko: Uwagi o kolizji w ruchu lotniczym Japońska amfibia STOL — W. K.	30
NOWOSCI TECHNICZNE	31
Z HISTORII POLSKIEGO LOTNICTWA	
S. Januszewski: Na marginesie pierwszych pokazów lotniczych w Warszawie 1909 r.	37
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZEJ SIMP II okł.	
TRYBUNA LOTNIKÓW	II okł.
Mielec wierny lotnictwu — Z.	II okł.
LOTNICZE PORTY ŚWIATA	
Helsinki	IV okł.
KRONIKA	skrz.

Na okładce:

Załoga statku „Apollo” 14 w budynku Załogowych Lotów Kosmicznych w drodze na wyrzutnię. Na przodzie dowódca statku Alan B. Shepard, za nim Stuart A. Roosa i Edgar D. Mitchell



WYDAWNICTWA
CZASOPISM
TECHNICZNYCH NOT
Warszawa,
Czackiego 3/5

Redaktor naczelny:

mgr inż. Stefan Sulikowski

Sekretarz Redakcji:

M. Klara Szurmak

Redaktorzy działów:

dr B. Dostatni, mgr inż. A. Gołędzinowski,
mgr inż. W. Kordziński, mgr inż. S. Lassota,
inż. K. Szumielewicz, mgr inż. W. Zaremba

Korespondenci terenowi:

mgr inż. A. Hadrawa, inż. H. Misiak, mgr inż.
S. Orczykowski

Rada Programowa:

prof. dr inż. W. Fiszdon, dr inż. H. Grzegorzczak,
mgr inż. E. Kołodziński, 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. 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

Zakłady Graficzne „Tamka”, Zakł. Nr 1, W-wa. Zam. 350/71 U-41.

Nakład 1700 egz. Papier druk. sat. kl. IV, 70 g, 60x80.

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

INDEKS 38006

Космические коллективные полеты и космические автоматические зонды

Автор статьи обосновывает мнение, что неправильным является противопоставление космических исследований, проводимых посредством коллективных полетов, и исследований, проводимых с помощью автоматических устройств; оба вида исследований следует рассматривать как очередные этапы в общей программе исследований. Задача автоматических зондов — не замена людей в исследованиях, а подготовка к коллективным полетам.

OTYS J., SZCZECIŃSKI S.

621.454--253—71

О трех методах охлаждения роторов турбин авиационных двигателей

В статье описано влияние разных методов отбора тепла из роторных лопаток на распределение температур в несущем диске ротора турбины, на ее прочность и конструктивную форму.

LĘKOWSKI M., PETULSKI J.

533.6.013.7:629.7.072.5

Исследование штопора самолета

Исследование штопора и его описание в отчете согласно обязывающим правилам достаточно для правильной демонстрации штопора для учебных целей. Эти правила не учитывают явления, имеющих место не в условиях нормальной эксплуатации самолета. Такие явления бывают или могут быть ненамеренными, а незнание их может вызвать угрозу для безопасности полета.

В статье представлен процесс испытаний штопоров типовых и нетиповых, описаны вопросы, которых они касаются, а также проведен анализ результатов испытаний.

OLEARCZUK E.

62—5

Необходимость в теории эксплуатации

Автор делает несколько замечаний, касающихся необходимости создания новой науки — теории эксплуатации. В заключение приводятся три аргумента, обосновывающие необходимость создания теории эксплуатации.

BUCZYŁKO T.

656.7.084

Замечания относительно столкновений в авиационном движении

В статье описаны вероятностные методы, применяемые для решения практических проблем навигации и авиационного движения, которые следовало бы распространить среди технического персонала в авиации, контролеров авиационного движения и летающего персонала. Это даст возможность ликвидировать столкновения в авиационном движении.

KRONIKA

■ Z rzeszowskich „Konfrontacji” dowiadujemy się:

— że w 1968 r. piloci rolniczy wylatali w USA 390 tys. godzin, czyli 18 razy więcej niż piloci PLL „Lot” i 154 razy więcej niż nasi agrolotnicy

— że w 1965 r. lotnictwo przyniosło amerykańskiemu farmerom 2,5 mld dolarów zysku, zaś w trzy lata później — 4,4 miliarda.

— że w ZSRR działalnością z powietrza objęto 115 mln ha, podczas gdy w Polsce — 260 tys. ha.

Należy nadmienić, że 90% prac agrolotniczych w Związku Radzieckim wykonują samoloty An-2, z których połowa pochodzi z mieleckiej WSK.

■ Zmodyfikowana wersja eksploatowanego przez PLL „Lot” samolotu Tu-134 przeszła pomyślne próby. Tu-134 A jest bardziej pojemny dzięki wydłużeniu kadłuba. Może on rozwijać prędkość początkową do 900 km/h.

■ Dyrekcja linii lotniczych „Pan American” nadaje swym zasłużonym pracownikom honorowe odznaczenie „Złotego Skrzydła”. Ostatnio odznaczenie to otrzymała Polka, Halina Majda, stewardessa na trasie Nowy Jork — Londyn. Nasza rodaczka jest sportmenką i członkinią Polskiego Klubu Akademickiego w Chicago.



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XXVI KWIECIEŃ 1971

TECHNIKA

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA

4

12.IV.1961-12.IV.1971

W DZIESIĄTĄ ROCZNICĘ PIERWSZEGO KOSMICZNEGO LOTU CZŁOWIEKA

629.784(47)

Nową erę w dziejach naszej cywilizacji — erę lotów kosmicznych — zapoczątkował lot radzieckiego astronauty mjra (później pułkownika) Jurija Gagarina, który dziesięć lat temu 12.4. 1961 r. na pokładzie statku „Wostok” jako pierwszy Człowiek w historii ludzkości wyruszył w przestrzeń kosmiczną.

Lot Jurija Gagarina był triumfem geniuszu ludzkiego, wielu dziedzin nauki i techniki, które stworzyły podwaliny dzisiejszej astronautyki.

Pierwszy kosmiczny lot Człowieka spełnił odwieczne marzenia Człowieka o locie do innych światów, które snuł, od kiedy zdał sobie sprawę, że Ziemia jest jedną z planet. Tęsknoty te i pragnienia wyraża już bardzo dawna starogrecka legenda o lotach Ikarą w przestrzeniach pozaziemskich. Wyrażają je także, tak fascynujące i przemawiające do wyobraźni, fantastyczne opowieści o dalekich lotach kosmicznych Cyrano de Bergeraca, Jules Verne'a, Herberta Wellsa, Jerzego Żuławskiego i wielu innych.

U podstaw realizacji lotów kosmicznych leżą nie tylko wielkie dzieła Kopernika, Newtona czy Keplera, ale również niezliczone osiągnięcia nauki i techniki, których dokonano w ciągu ostatnich kilku dziesiątków lat.

Nie zapominajmy przy tym, że dla realizacji lotów kosmicznych szczególnie duże znaczenie ma ogólny rozwój współczesnego lotnictwa. W pewnym sensie pierwsze loty kosmiczne Człowieka można uważać za nowy etap lotów wysokościowych.

Przypomnijmy w chronologicznym porządku, w jaki sposób odbywał się podbój przestrzeni przez Człowieka.

W roku 1783 pierwszy balon braci Montgolfier wzniósł się w powietrze i w tym samym roku Człowiek umieścił w koszu balonu barana, kaczkę i koguta i wyniósł na wysokość 500 m, by przekonać się, czy przetrwają takie wzniesienie nad powierzchnią Ziemi. Dopiero ponad sto lat później bracia Wright dokonali krótkotrwałego lotu na pierwszym samolocie zaopatrzonego w silnik spalinowy. Pierwszy lot międzykontynentalny, przelot Lindbergha przez Atlantyk zrealizowano 44 lata temu (w 1927 r.).

Dopiero w roku 1958 udało się pionowy zasięg lotu podwyższyć do 20 000 m (w 1930 roku osiągnięto 12 000 m), przekroczyć barierę dźwięku i osiągnąć prędkość lotu ok. 0,5 km/s. W lotach amerykańskiego samolotu rakietowego X-15 udało się osiągnąć wysokość do ok. 100 000 m i rozwinąć prędkości dochodzące do 2 km/s.

Przypomnienie kolejnych poczynań prowadzących do opanowania przestrzeni kosmicznej przez Człowieka uwypukla znaczenie pierwszego lotu kosmicznego.

Lot pierwszego astronauty Jurija Gagarina był pod każdym względem rewelacyjny i pobił wszelkie dotychczasowe rekordy lotu. Był lotem w nowej skali — osiągnięta wysokość tego lotu wynosiła 305 km, a prędkość 8 km/s, czas przebywania w nieważkości wyniósł 75 min. Jesteśmy dziś świadkami lądowania ludzi na Księżycu i umieszczania automatycznych stacji na jego powierzchni. Te wspaniałe osiągnięcia nie zmniejszają znaczenia pierwszego lotu kosmicznego. Najważniejsze było uzyskanie takiego ruchu statku z załogą ludzką, przy którym możliwe stało się całkowite zrównoważenie siły przyciągania ziemskiego. Był to więc w całym tego słowa znaczeniu lot kosmiczny.

Historia astronautyki praktycznie zaczęła się wcześniej — za jej początek można uważać wprowadzenie 4.10.1957 r. na orbitę przez Związek Radziecki pierwszego sztucznego satelity Ziemi „Sputnika” I. Przedtem były idee lotów kosmicznych, a historia astronautyki była historią rozwoju techniki raketowej. Historia techniki raketowej wiąże się z poznawaniem Wszechświata i ideą lotów kosmicznych. Pozostanie tajemnicą przeszłości, kiedy została skonstruowana pierwsza rakietka,

najwcześniejsze wiadomości pochodzą od starożytnych Chińczyków. Oczywiście początek i rozwój rakiet był poprzedzony wynalazkiem prochu, który był pierwszym środkiem napędowym.

W tablicy podano w chronologicznym porządku ważniejsze daty dotyczące historii rozwoju techniki raketowej i idei lotów kosmicznych oraz astronautyki.

HISTORIA ROZWOJU TECHNIKI RAKIETOWEJ I IDEI LOTÓW KOSMICZNYCH ORAZ ASTRONAUTYKI

Rok 160 — pierwsze opowiadanie o locie na Księżyc Lukiana z Samosaty

ok. 200 — wynalezienie turbiny parowej (kula z dyszami) — pierwszego znanego silnika odrzutowego — przez Herona z Aleksandrii

845 — pierwsza książka o pirotechnice (jak wykonywać „latające ognie”) napisana przez Marcusa Graecusa

1130 — zastosowanie rakiet prochowej przez Chińczyków

1280 — wydanie pierwszego dzieła o raketach dla celów wojskowych napisanego przez Arabów

1543 — opublikowanie słynnego dzieła Kopernika *O obrotach ciał niebieskich*

1650 — podanie po raz pierwszy idei rakiet wielostopniowych oraz sposobu ich stabilizacji (za pomocą brzechw) przez Kazimierza Siemienowicza w monografii *Artis Magnae Artilleriae, Pars Prima*

1687 — sformułowanie podstawowych zasad dynamiki przez Izaaka Newtona

1838 — zastosowanie rakiet do celów ratowniczych załóg okrętowych

1903 — opublikowanie pracy naukowej *Badania przestrzeni kosmicznych przy użyciu pojazdów odrzutowych* przez Konstantego Ciolkowskiego (1857—1935) — pioniera astronautyki i właściwego jej twórcę

1907 — urodził się Siergiej P. Korolew (zmarł w 1966), główny konstruktor rakiet nośnych i statków kosmicznych, które w latach 1957—1966, były wprowadzone na orbity okołoziemskie

1919 — opublikowanie prac o użyciu rakiet na ciekłe materiały pędne do badań górnych warstw atmosfery przez Roberta H. Goddarda, amerykańskiego profesora fizyki

1923 — opublikowanie wielu prac teoretycznych o zastosowaniu rakiet w celu uzyskania prędkości ucieczki i oderwania się od Ziemi przez Hermana Obertha

1925 — zbudowanie wielu rakiet na paliwo ciekłe przez Niemieckie Towarzystwo Lotów Międzyplanetarnych

1930 — powstanie Amerykańskiego Towarzystwa Lotów Międzyplanetarnych

1933 — założenie w Związku Radzieckim Sekcji Komunikacji Międzyplanetarnej w Akademii Lotniczej

1933 — wystrzelenie pierwszych radzieckich rakiet na ciekłe materiały pędne

1944 — pierwsze bombardowanie Anglii niemieckimi pociskami raketowymi V-2

1949 — wystrzelenie w Związku Radzieckim pierwszej rakietki na wysokość 110 km

1950 — start rakiety z psami na pokładzie (ZSRR)

1950 — powołanie Międzynarodowej Federacji Astronautycznej (IAF) na Międzynarodowym Kongresie Astronautycznym w Paryżu

1956 — założenie Polskiego Towarzystwa Astronautycznego i przyjęcie do Międzynarodowej Federacji Astronautycznej na VI Międzynarodowym Kongresie Astronautycznym w Rzymie

1957 — początek ery kosmicznej. Wprowadzenie na orbitę dookoła ziemską pierwszego sztucznego satelity Ziemi „Sputnika” I

1957 — pierwsze żywe stworzenie na orbicie okołoziemskiej — pies 3.11 Łajka w radzieckim „Sputniku” 2

1959 — pierwsza sztuczna planetoida krążąca wokół Słońca „Łunnik” I 2.1

1959 — wysłanie pierwszego obiektu ziemskiego „Łunnika” 2, który trafił w Księżyc

1959 — pierwsze zdjęcie odwrotnej strony Księżyca wykonane przez 4.10 „Łunnik” 3 (ZSRR)

1960 — pierwszy satelita meteorologiczny „Tiros” I, który sfotografował powłokę chmur (USA)

1960 — pierwszy powrót żywych istot z orbity okołoziemskiej psów 20.8 Bielka i Strielka w radzieckim „Sputniku” 5

1961 — wysłanie pierwszej sondy ASM-2 w kierunku Wenus (ZSRR) 12.2

1962 — wysłanie pierwszego aktywnego satelity telekomunikacyjnego „Telstar” I, który pośredniczył w przekazywaniu programów telewizyjnych i rozmów telefonicznych przez Atlantyk

1962 — przesłanie pierwszych informacji o innej planecie przez sondę kosmiczną „Mariner” 2 (USA)

1962 — wysłanie pierwszej sondy kosmicznej „Mars” w kierunku Marsa 1.11 (ZSRR)

1963 — pierwszy aktywny telekomunikacyjny satelita stacjonarny 26.7 „Syncom” 2 (USA)

1964 — pierwsze dokładne zdjęcie Księżyca wykonane przez sondę kosmiczną „Ranger” 7 z małej odległości (USA)

1965 — wykonanie pierwszego dokładnego zdjęcia powierzchni Marsa przez sondę kosmiczną „Mariner” 4 — 21 zdjęć wykonanych z odległości ok. 13 tys. km od jego powierzchni (USA)

1965 — drugie zdjęcie odwrotnej strony Księżyca wykonane przez sondę kosmiczną „Sonda” 3 (ZSRR)

1966 — pierwsze łagodne lądowanie na Księżycu „Łuny” 9 (ZSRR) 3.2

1966 — przekazanie pierwszych sygnałów i obrazów z innego ciała niebieskiego przez „Łunę” 9

1966 — pierwszy sztuczny satelita Księżyca „Łuna” 10 3.4

1966 — lądowanie automatycznej stacji i przekazywanie bezpośrednich zdjęć powierzchni Księżyca przez sondę kosmiczną „Surveyor” I (USA)

1967 — pierwsze połączenie dwóch bezzałogowych pojazdów kosmicznych 30.10 „Kosmos” 186 i „Kosmos” 188, zdalnie kierowanych z powierzchni Ziemi (ZSRR)

1968 — pierwsze okrążenie Księżyca i powrót na Ziemię sondy automatycznej „Sonda” 5 (ZSRR)

1970 — dostarczenie po raz pierwszy przez automatyczne urządzenie, 12.9 „Łunę” 16, próbki gruntu księżycowego (ZSRR)

Pierwszy astronauta świata Jurij Gagarin i konstruktor rakiet nośnych i statków kosmicznych Siergiej P. Korolew



„Jeżeli nawet jest tu jakaś nasza zasługa, kosmonautów, wobec ludzkości, to tylko ta, iż przybliżyliśmy urzeczywistnienie owego marzenia. Pierwsi wypróbaliśmy środki, które Geniusz i praca Człowieka stworzyły, ażeby odwieczne, stare jak sama ludzkość pragnienie, stało się realne. W każdym razie nasz trud wieńczy pracę ogromnych zespołów ludzkich, które przypuściły szturm do niebios na długo jeszcze przedtem, nim powstała drużyna kosmonautów”.

mjr Jurij Gagarin

LOTY ZAŁOGOWE

JURIJ GAGARIN	12.4.1961 — 12.4.1961 pierwszy lot orbitalny 1 h 48 min lotu 1 okrążenie Ziemi „Wostok” 1 apogeum 327 km, perigeum 180 km, inklinacja 65°	SCOTT CARPENTER	24.5.1962 — 24.5.1962 4 h 56 min — 3 okrążenia Ziemi „Mercury” 7 — „Atlas” Apogeum 269 km, perigeum 161 km, 32,5°
ALAN SHEPARD	5.5.1961 — 5.5.1961 lot balistyczny 0 h 15 min lotu „Mercury” 3 — rakieta „Redstone” Apogeum 187,5	ANDRIEJEW NIKOŁAJEW	11.8. — 15.8.1962 94 h 25 min — 64 okrążenia Ziemi „Wostok” 3 Apogeum 235 km, perigeum 180 km, 65°
VIRGIL GRISSOM	21.7.1961 — 21.7.1961 lot balistyczny 0 h 14 min lotu „Mercury” 4 — „Redstone” Apogeum 185,7 km	PAWEŁ POPOWICZ	12.8. — 15.8.1962 70 h 59 min — 48 okrążeń Ziemi „Wostok” 4 Apogeum 237 km, perigeum 180 km, 65° Pierwszy lot grupowy. Statki „Wostok” 3 i 4 zbliżyły się na odległość 5 km i przez 3 doby krążyły obok siebie. Punkty ich lądowania były oddalone od siebie o 200 km
HERMAN TITOW	6.8.1961 — 7.8.1961 drugi lot orbitalny 25 h 18 min — 17 okrążeń Ziemi „Wostok” 2 Apogeum 257 km, perigeum 178 km, 65°	WALTER SCHIRRA	3.10. — 3.10.1962 9 h 14 min — 6 okrążeń Ziemi „Mercury” 8 — „Atlas” Apogeum 283, perigeum 161, 32,5°
JOHN GLENN	20.2.1962 — 20.2.1962 4 h 56 min — 3 okrążenia Ziemi „Mercury” 6 — „Atlas” Apogeum 261 km, perigeum 160 km, 32,5°	GORDON COOPER	15.5. — 16.5.1963 34 h 20 min — 22 okrążenia Ziemi „Mercury” 9 — „Atlas” Apogeum 267, perigeum 161, 32,5°

WALERY
BYKOWSKI

14.6.1963—19.6.1963
119 h 6 min — 81 okrążeń
„Wostok” 5
Apogeum 235, perigeum 181

PAWEŁ BIELAJEW,
ALEKSY LEONOW

18.3.—19.3.1965
Pierwsze wyjście w Kosmos
26 h 2 min — 17 okrążeń
„Woschod” 2
Apogeum 495, perigeum 173, 65°
Leonow opuścił kabinę i przez 10 minut przebywał na zewnątrz statku, z którym połączony był liną.



16.6.—19.6.1963
Pierwsza kobieta w Kosmosie
70 h 50 min — 48 okrążeń
„Wostok” 6
Apogeum 233, perigeum 183, 65°

VIRGIL GRISSOM,
JOHN YOUNG

23.3.—23.3.1965
Pierwszy statek załogowy zmieniający orbitę
4 h 53 min — 3 okrążenia
„Gemini” 3 — „Titan” 2
Apogeum 230, perigeum 160, 32,5°

WALENTYNA TIERESZKOWA

Tory lotów „Wostoków” 5 i 6 były tak dobrane, że po 10 dobach następowałyby samoistne wejście w atmosferę i nawet w razie awarii silnika hamującego lądowanie miało szansę powodzenia. Na wysokości 7000 m otwierał się wąż i pilot wraz z fotelem katapultował się. Na wysokości 4000 m fotel oddzielał się i astronauta lądował na spadochronie wraz z przywiązanym na 15-metrowej linii wyposażeniem awaryjnym, przygotowanym na wypadek lądowania w nie przewidzianym obszarze geograficznym.

JAMES Mc DIVITT,
EDWARD WHITE

3.6.—7.6.1965
97 h 56 min, 62 okrążenia
„Gemini” 4 — „Titan” 2
Apogeum 288, perigeum 160 km, 32,5°
White przez 22 min spacerował w Kosmosie z ręcznym silnikiem raketowym umożliwiającym zmianę położenia przestrzennego i przemieszczanie się w sąsiedztwie statku

WŁODZIMIERZ
KOMAROW,
BORYS JEGOROW,
KONSTANTY
FIEOKTISTOW

12.10.—13.10.1964
Pierwszy wielosobowy statek kosmiczny
24 h 17 min — 16 okrążeń
„Woschod” 1 — 5320 kg
Apogeum 409, perigeum 178, 65°

GORDON COOPER, 21.8.—29.8.1965
CHARLES CONRAD Po raz pierwszy użyto ogniwa paliwowe
190 h 55 min — 120 okrążeń
„Gemini” 5 — „Titan” 2
Apogeum 350, perigeum 162 km, 32,6°

Rakieta nośna
statków „Wostok” 1, 2, 3, 4, 5, 6



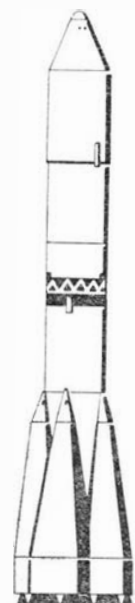
„Redstone”
rakieta nośna statków „Mercury” 3 i 4



„Atlas”
rakieta nośna statków „Mercury” 6, 7, 8, 9



Rakieta nośna
statków „Woschod” 1 i 2



RAKIETY NOŚNE

FRANK BORMAN, 4.12.—18.12.1965
 JAMES LOVELL Pierwsze spotkanie dwóch pojazdów na orbicie
 330 h 36 min — 206 okrążeń
 „Gemini” 7 — statek docelowy dla „Gemini” 6
 Apogeum 328, perigeum 161, 28,9°

JOHN YOUNG, 18.7.—21.7.1966
 MICHAEL COLLINS Dwukrotne spotkanie i jedno połączenie ze stopniem „Agena”
 70 h 47 min — 44 okrążenia
 „Gemini” 10 — „Titan” 2
 „Agena” 10 — „Atlas” — „Agena” D
 Collins przebywał 39 min na zewnątrz kabiny i 49 min we władze
 Apogeum 270, perigeum 161, 28,9°

WALTER SCHIRRA, 15.12.—16.12.1965
 THOMAS STAFFORD 25 h 51 min — 17 okrążeń
 „Gemini” 6 — „Titan” 2
 najmniejsza odległość od „Gemini” 7 — 30 cm

NEIL ARMSTRONG, 16.3.—17.3.1966
 DAWID SCOTT Pierwsze połączenie dwóch obiektów w Kosmosie
 10 h 41 min — 7 okrążeń
 „Gemini” 8 — „Titan” 2
 „Agena” GATV-8 — „Atlas-Agena” D
 Awaryjne, wcześniejsze wodowanie w odległości 2 km od wyznaczonego miejsca

THOMAS STAFFORD 3.6.—6.6.1966
 EUGENE CERNAN Trzykrotne spotkanie z ATDA, 127-minutowy spacer Cernana
 72 h 21 min — 46 okrążeń Ziemi
 „Gemini” 9 — ATDA — „Titan” 2 — „Atlas” D
 Apogeum 312, perigeum 159, 28,9°
 Wodowanie w odległości 700 m od planowanego miejsca

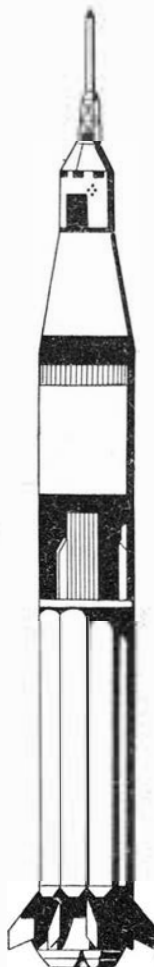
„Titan” 2
 rakieta nośna statków „Gemini” 3, 4, 5, 6, 7, 8, 9, 10, 11, 12



Rakieta nośna statków „Sojuz” 3, 4, 5



„Saturn” IB
 rakieta nośna statku „Apollo” 7



„Saturn” 5
 rakieta nośna statków „Apollo” 8, 9, 10, 11, 12, 13, 14



STATKÓW KOSMICZNYCH

CHARLES CONRAD, 12.9.—15.9.1966

RICHARD GORDON 5x spotkanie z „Ageną” II, a czterokrotne połączenie. Pierwsze połączenie z „Ageną” już w pierwszym okrążeniu. Gordon przebywał 177 min w otwartym Kosmosie
71 h 17 min — 45 okrążeń
„Gemini” II — „Titan” 2
„Agena” II — „Atlas-Agena” D
Apogeum 280, perigeum 196,1, 28,9°

JAMES LOVELL,
EDWIN ALDRIN

11.11.—15.11.1966
Cztery razy spotkanie i cztery razy połączenie z „Ageną”. Aldrin trzy razy wychodził w Kosmos i łącznie przebywał 128 min, a 200 min w otwartym wazie
94 h 35 min — 59 okrążeń
„Gemini” II — „Titan” 2
„Agena” II — „Atlas-Agena” D
Apogeum 270, perigeum 161, 28,9°

WŁODZIMIERZ
KOMAROW

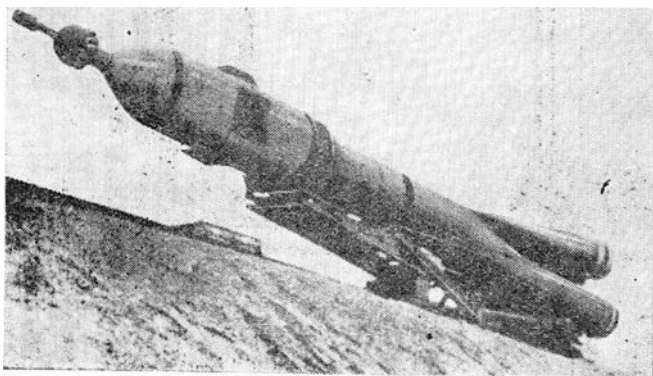
23.4.—24.4.1967
Śmierć Komarowa w czasie lądowania
26 h 41 min — 18 okrążeń
„Sojuz” I
Apogeum 224, perigeum 201, 51,7°

WALTER SCHIRRA, 11.10.—22.10.1968
WALTER CUNING- Pierwsza załogowa próba statku „Apollo”
HAM, DONN EISELE 260 h 9 min — 163 okrążenia
„Apollo” 7 — „Saturn” IB
Apogeum 284, perigeum 228
Kilkakrotne spotkanie z ostatnim stopniem rakiety nośnej

GEORGIJ
BIERIEGOWOJ

26.10.—30.10.1968
Dwukrotne spotkanie „Sojuza” 3 z bezosobowym „Sojuzem” 2. Pierwszy statek kosmiczny mający dwie kabiny: nawigacyjną i laboratoryjno-sypialną, łącznie o powierzchni 9 m². Statki „Sojuz” przeznaczone są do długotrwałych bliskoziemskich lotów orbitalnych do 30 dni. Różnią się od „Sojuza” I — tylko część statku ląduje miękko na Ziemi. Opadanie w atmosferze w sposób „aerodynamiczny” a nie „ballistyczny”.
94 h 51 min — 64 okrążenia
„Sojuz” 3, „Sojuz” 2 (bezzałogowy)

„Sojuz” 3 w drodze na wyrzutnię



FRANK BORMAN,
JAMES LOVELL,
WILIAM ANDERS

21.12.—27.12.1968
Pierwszy załogowy lot w kierunku Księżyca. Cel — przekształcenie statku w sztucznego satelitę Księżyca.
147 h — 2 okrążenia
Nachylenie płaszczyzny orbity statku do płaszczyzny równika Księżyca ok. 12°
Apogeum 191, perigeum 183
„Apollo” 8 — „Saturn” 5
Aposelenium 315 km, periselenium 111 km
Astronauta 10 razy okrążył Księżyc

WŁODZIMIERZ
SZATAŁOW

14.1.—17.1.1969
Statek docelowy dla „Sojuza” 5
71 h 13 min — 46 okrążeń
„Sojuz” 4
Apogeum 225, perigeum 173, 51,7°

BORYS WOŁYNOW, 15.1.—18.1.1969
ALEKSY JELISIEJEW, 12 h 46 min — 47 okrążeń
JEWGIENIJ CHRU- „Sojuz” 5
NOW Apogeum 230, perigeum 200, 51,7°

Spotkanie i połączenie obu statków. 60-minutowy spacer kosmiczny Jelisiejewa i Chrunowa i przejście do „Sojuza” 4, którym powrócili na Ziemię

AMES Mc DIVITT,
DAWID SCOTT,
RUSSEL SCHWEI-
CKART

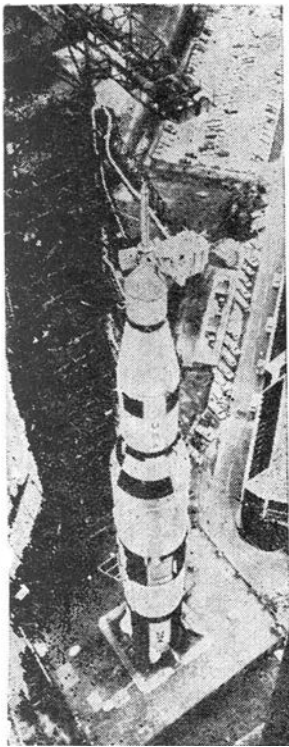
3.3.—13.3.1969
Pierwszy lot kompletnego statku „Apollo” wokół Księżyca
241 h 1 min, 151 okrążeń
„Apollo” 9 — „Saturn” 5
Schweickart i McDivitt przeszli do kabiny LM, następnie o 190 km oddalili się od „Apolla” i po 6 godzinach samodzielnego lotu ponownie połączyli się ze statkiem „Apollo”. Przeprowadzono też manewr symulujący start i wzlot kabiny LM z Księżyca. Schweickart przebywał 37,5 min w Kosmosie, a Scott 40 min w otwartym wazie.

THOMAS STAFFORD 18.5.—26.5.1969
EUGENE CERNAN, Ostatnia próba przed lądowaniem na
JOHN YOUNG Księżycu

192 h 3 min
„Apollo” 10 — „Saturn” 5
Apogeum 199,5, perigeum 187
Lot statku „Apollo” ze statkiem księżycowym LM, Stafford i Cernan w członie LM przelecieli dwa razy w bliskiej odległości nad Księżycem — jeden raz na wysokości 15,2 km, a drugi na wys. 20,4 km, po czym połączyli się ze statkiem „Apollo”, przeszli do kabiny „Apolla”, a statek LM został odczepiony i porzucony. „Apollo” kontynuował samodzielny lot wokół Księżyca — wykonał 32 okrążenia



Rakieta ratunkowa statków „Sojuz”



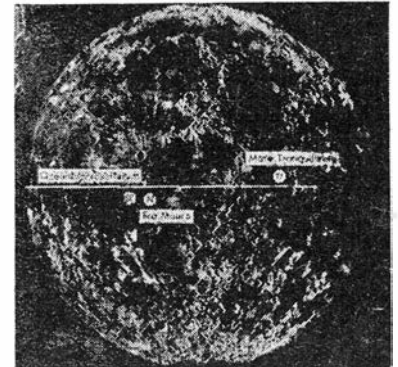
Pozostawiona przez astronautów na Księżycu plakietka z napisem:

*„Tutaj ludzie z planety Ziemia po raz pierwszy postawili stopę na Księżycu.
Lipiec 1969 A.D.
Przybyliśmy w imię pokoju dla całej ludzkości”.*
„To jest mały krok Człowieka, ale wielki krok ludzkości”

Rakieta „Saturn” 5 na wyrzutni

CHARLES CONRAD, 14.11.—24.11.1969
ALAN BEAN, Drugie lądowanie na Księżycu
RICHARD GORDON 244 h 3 min

„Apollo” 12 — kabina księżycowa „Intrepid” — „Saturn” 5
Apogeum 184, perigeum 184
Conrad i Bean ustawili na powierzchni Księżycy przyrządy naukowe ALSEP, w czasie drugiego zejścia na powierzchnię doszli do sondy „Surveyor” 3 i częściowo ją zdemontowali, zabierając niektóre elementy na Ziemię



Mapa Księżycy z zaznaczonymi miejscami lądowania statków „Apollo” 11, 12 i 14

NEIL ARMSTRONG, 16.7.—24.7.1969
EDWIN ALDRIN, Pierwsze lądowanie na Księżycu
MICHAEL COLLINS 195 h 19 min

„Apollo” 11 — „Saturn” 5
Apogeum 184, perigeum 184
21.7.1969 o godz. 3.56 naszego czasu Neil Armstrong — pierwszy w historii ludzkości Człowiek stanął na Księżycu.
Ustawienie sejsmografu i zwierciadła laserowego na powierzchni Księżycy, pobranie próbek gruntu

GEORGIJ SZONIN, 11.10.—16.10.1969
WALERY KUBASOW Pierwszy grupowy lot 3 statków kosmicznych i 7 astronautów
118 h 42 min — 81 okrążeń
„Sojuz” 6
Apogeum 223, perigeum 186, 51,7°

ANATOL FILIP- 12.10.—17.10.1969
CZENKO, WIKTOR 118 h 41 min — 81 okrążeń
GORBATKO, WŁA- „Sojuz” 7
DYSŁAW WOŁKOW Apogeum 226, perigeum 207, 51,7°

WŁODZIMIERZ 13.10.—18.10.1969
SZATAŁOW, 118 h 41 min — 81 okrążeń
ALEKSY JELISIEJEW „Sojuz” 8
Apogeum 223, perigeum 205, 51,7°
Statki przybliżyły się do siebie 30 razy. Astronaucci wykonali wiele doświadczeń technicznych — spawanie różnych metali różnymi metodami za pomocą automatycznego urządzenia w warunkach próżni kosmicznej i nieważkości. Doświadczenie to ma ogromne znaczenie dla montażu w przyszłości dużych obiektów w przestrzeni kosmicznej

ADRIAN
NIKOŁAJEW,
WITALIS
SEWASTIANOW

1.6.—19.6.1970
Bliskoziemski lot orbitalny
425 h 00 min
„Sojuz” 9
Nowy rekord długości pobytu ludzi w przestrzeni kosmicznej

JAMES LOVELL,
FRED HAISE,
JOHN SWIGERT

11.4.—17.4.1970
195 h 22 min
„Apollo” 13 — „Saturn” 5
Lot nie udany z powodu eksplozji zbiornika z tlenem statku „Apollo”. W programie lotu był nowy sposób lądowania na Księżycu — cały statek „Apollo” LM miał opuścić się na wysokość 15 km i dopiero na tej wysokości LM miał się odłączyć od statku macierzystego, co pozwoliłoby zaoszczędzić materiały pędne dla silnika hamującego statku LM na 14 sekund działania.



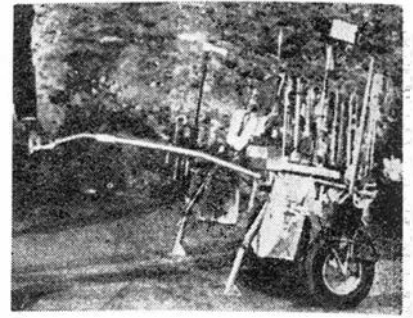
PO RAZ TRZECI NA KSIĘŻYCU

Pierwsze dziesięciolecie ery kosmicznej kończy wyprawa „Apollo” 14 w dniach 31.1.1971—9.2.1971.

Wzięli w niej udział Alan Shepard (dowódca), Edgar Mitchell (pilot statku LM) i Stuart Roosa (pilot statku „Apollo”). Wyprawa trwała 216 h 1 min. W statku „Apollo” 14 wprowadzono zmiany zapewniające bezpieczeństwo lotu, m.in. wyposażono go w dodatkowy, trzeci zbiornik tlenu, dodatkowe źródło energii elektrycznej, dodatkowy zapas wody, 20 l w 5 pojemnikach. Ponadto, aby zwiększyć bezpieczeństwo w czasie pobytu na Księżycu, przewidziano na wypadek uszkodzenia indywidualnego układu ekologicznego jednego z astronautów połączenie jego skafandra kilkumetrowym przewodem z układem ekologicznym drugiego astronauty. W czasie wyprawy astronauta dwa razy wychodzili na powierzchnię Księżycy. Pierwszy pobyt trwał ok. czterech godzin, w ciągu których astronauta ustawili przyrządy naukowe, m.in. przyrząd do przeprowadzenia aktywnego doświadczenia sejsmicznego, o łącznym ciężarze 32 kG, które przewieźli dwukołowym ręcznym wózkiem transportowym na odległość 300 m od statku LM. Przyrządy te stanowiące automatyczną stację naukową są zasilane przez izotopowe ogniwo termoelektryczne, zapewniające dopływ energii elektrycznej w okresie jednego roku.

W czasie drugiego pobytu na powierzchni Księżycy, który trwał ponad cztery godziny (łącznie obydwa pobyty trwały 9 godzin), astronauta oddalili się o 2 km od statku LM. Mieli

Dwukołowy ręczny wózek transportowy, którym astronauta przewieźli przyrządy naukowe



oni wejść na zbocze krateru o średnicy ok. 300 m i głębokości ok. 60 m. Ich zadaniem było zepchnięcie pewnej ilości kamieni do wnętrza krateru i sfilmowanie wywołanej tym lawiny. Z powodu zmęczenia nie zdołali oni jednak dojść do krawędzi krateru. Zebrali natomiast 53 kG próbek gruntu Księżycy i wykopali dół o głębokości 0,6 m, długości 1,2 i szerokości 0,45 m. Ponadto Mitchell wywołał za pomocą specjalnego urządzenia 21 sztucznych wstrząsów gruntu, które zostały zarejestrowane przez czujniki sejsmiczne, wchodzące w skład automatycznej stacji naukowej.

Astronauta Mitchell i Shepard wykonali więcej zdjęć aniżeli ich poprzednicy. Posługiwali się przy tym kamerą stereoskopową, kamerą filmową oraz kamerą Hasselblad z błoną o szerokości 70 mm. Zdjęcia powierzchni Księżycy wykonywał również Stuart Roosa ze statku „Apollo”.

W czasie powrotu na Ziemię astronauta wykonali w statku „Apollo” serię doświadczeń z różnych dziedzin nauki.

Do tej pory odbyło się sześć lotów w sąsiedztwo Księżycy, w których uczestniczyło siedemnastu ludzi, z czego sześciu wylądowało na Księżycu.

W ramach programu „Apollo” przewiduje się jeszcze trzy wyprawy:

w lipcu 1971 — „Apollo” 15

w styczniu 1972 — „Apollo” 16

w lipcu 1972 — „Apollo” 17.

Poczynając od wyprawy „Apollo” 15 astronauta będą mieć dwuosobowy samochód elektryczny, który da im możliwość pokonywania na powierzchni Księżycy znacznie większych odległości niż dotychczas.

W dniach

8.4—17.4 1971

W KLUBIE PRASY I INFORMACJI TECHNICZNEJ NOT

w Warszawie przy ul. Mazowieckiej 12

będzie czynna wystawa

10 LAT LOTÓW KOSMICZNYCH CZŁOWIEKA

Zorganizowana przez **WYDAWNICTWA CZASOPISM TECHNICZNYCH NOT**, redakcję miesięcznika **TECHNIKA LOTNICZA I ASTRONAUTYCZNA** i redakcję tygodnika **SKRZYDLATA POLSKA**

W czasie trwania wystawy będą wygłaszane odczyty i wyświetlane filmy astronautyczne

Wstęp bezpłatny

KOSMICZNE WYPRAWY ZAŁOGOWE A KOSMICZNE SONDY AUTOMATYCZNE

Autor artykułu uzasadnia pogląd, że nie jest słuszne przeciwstawianie sobie badań kosmicznych prowadzonych za pomocą wypraw załogowych i badań prowadzonych za pomocą urządzeń automatycznych; oba te rodzaje badań należy traktować jako kolejne etapy w ogólnym programie badań; zadaniem sond automatycznych nie jest zastąpienie w badaniach ludzi, lecz przygotowanie wypraw załogowych.

W prasie codziennej, a także fachowej, ukazują się od czasu do czasu artykuły, w których przeprowadza się porównania między badaniami Księżyca za pomocą wypraw załogowych a badaniami przy użyciu urządzeń automatycznych. Wspólną cechą wypowiedzi na ten temat jest brak obiektywizmu — przyjęcie z góry, bez próby rzeczowej analizy, że stosowanie sond automatycznych jest znacznie bardziej celowe od wypraw załogowych i że za ich pomocą można osiągnąć przynajmniej tyle samo co za pomocą wypraw załogowych (patrz np. artykuł K. Szyndzielorza w dodatku „Życia Warszawy” — „Życie i nowoczesność” — z dn. 26.11.1970). Warto w związku z tym rozpatrzyć niektóre aspekty tego zagadnienia.

Przede wszystkim nie wydaje się uzasadnione przeciwstawianie sobie badań kosmicznych za pomocą wypraw załogowych i badań za pomocą urządzeń automatycznych. Bardziej właściwe jest tu chyba traktowanie obu rodzajów badań jako kolejnych etapów w ogólnym programie badań. Przy takim ujęciu zagadnienia różnice w obu programach badania Księżyca — amerykańskim i radzieckim — sprowadzają się do zakresu poszczególnych etapów, uwarunkowanego indywidualnymi poglądami twórców programów, wynikami osiągniętymi w czasie realizacji poprzedzającego etapu i aktualnymi możliwościami technicznymi.

Zapewne wszyscy dobrze pamiętają początek badań Księżyca za pomocą sond kosmicznych: fotografie Księżyca wykonane przez radzieckie „Łunniki” i „Sondy” oraz amerykańskie „Rangery”. Dalszym krokiem na tej drodze było wysyłanie sond lądujących na Księżycu („Łuny” i Surveyory”) oraz sond wprowadzanych na orbitę księżycową, z której fotografowały powierzchnię księżycową („Lunar Orbiter”) i przeprowadzały inne badania samego Księżyca i jego najbliższego otoczenia. Już wówczas dokonano — za pomocą sond lądujących — pierwszych prób analizy fizycznych i chemicznych własności gruntu księżycowego. Na tym etapie badań Księżyca Amerykanom udało się uzyskać wiele cennych wyników: dziesiątki tysięcy b. dobrych fotografii, wykrycie zjawiska „maskonów”, wybór terenów nadających się na przyszłe lądowiska statków załogowych, udoskonalenie techniki miękkiego lądowania, wstępne informacje na temat nośności gruntu księżycowego*. Wyni-

ki te ułatwiły przejście do następnego etapu badań Księżyca: do wypraw załogowych. Natomiast uczeni radzieccy kontynuują etap badań Księżyca za pomocą urządzeń automatycznych, osiągając poważne sukcesy dzięki sondom „Łuna” 16 i 17.

Powstaje w związku z tym pytanie, jakie są możliwości i ograniczenia stosowania urządzeń automatycznych — chodzi tu oczywiście o urządzenia bardziej zaawansowane, a więc typu sond „Łuna” 16 i 17 — w badaniach Księżyca i wobec tego, w jakim stopniu mogą one zastępować człowieka w tych badaniach, pozwalając w ten sposób na przedłużenie pierwszego etapu badań.

Na temat możliwości i zalet sond automatycznych mówiono już i pisano b. wiele, można więc przejść od razu do ograniczeń ich działania. Wygodnie jest przy tym omówić je oddzielnie dla urządzenia typu „Łuny” 16 i urządzenia typu „Łuny” 17.

Jako pierwsze ograniczenie działania sondy automatycznej typu „Łuny” 16 należy wymienić to, że nie może ona lądować w sposób punktowy, tj. w ściśle określonym miejscu, np. w terenie górzystym czy na dnie krateru, nawet przy zastosowaniu najdoskonalszych urządzeń telewizyjnych. Stoi temu na przeszkodzie m. in. zwiększenie — niezmiernie ważne w ostatniej fazie lądowania — czasu reakcji „pilota” sondy i czasu reakcji sondy na impulsy sterujące, spowodowane odległością sondy od naziemnego ośrodka kierującego (wynikające stąd sumaryczne opóźnienie reakcji wynosi ok. 2,7 s). Drugie ograniczenie pochodzi z faktu, że sonda omawianego typu nie może pobrać próbek gruntu z większego obszaru powierzchni Księżyca, lecz jedynie z najbliższego swego sąsiedztwa (w przypadku „Łuny” 16 próbka — o ciężarze ok. 100 G, w postaci proszku — była pobrana tylko z jednego punktu), gdzie na domiar gruntu jest zniekształcony pod względem chemicznym i fizycznym przez oddziaływanie gazów wylotowych silnika hamującego sondy. Nie jest przy tym możliwa selekcja próbek gruntu, które zostają pobrane w sposób zupełnie przypadkowy. Warto tu przypomnieć, że astronauta przywieźli z Księżyca kilka rodzajów próbek o łącznym ciężarze kilkudziesięciu kilogramów; próbki gruboziarniste, próbki drobnoziarniste, brekcję i miał oraz próbki warstwowe pobrane za pomocą wbijanych w grunt rurowych sond mineralogicznych; próbki były wybierane również z uwagi na ich barwę. Astronauci z wyprawy „Apollo” 12 fotografowali każdą próbkę przed jej pobraniem, a następnie miejsce, z którego została ona pobrana.

* Trudno jest podobnie podsumować wyniki odpowiednich badań radzieckich z powodu z reguły skąpych informacji udzielanych przez uczonych radzieckich na temat prowadzonych przez nich eksperymentów kosmicznych (przyp. autora).

Wszystko to pozwala oczywiście na lepsze i wszechstronniejsze poznanie gruntu księżycowego*. Następne ograniczenie to brak możliwości rozmieszczenia przy użyciu sondy automatycznej na powierzchni Księżyca zestawu aparatury naukowo-badawczej. Astronauci mogą ustawić taką aparaturę w znacznej odległości od statku, co z jednej strony zapewnia jej prawidłowe warunki pracy (w miejscu, na które nie oddziaływał strumień gazów wylotowych silnika statku), a z drugiej strony zabezpiecza ją przed uszkodzeniem w czasie startu statku. Nie bez znaczenia jest w końcu fakt, że sonda automatyczna nie może dostarczyć z powrotem na Ziemię fragmentów pojazdów, które wcześniej lądowały na Księżycu.

Z kolei urządzenie typu „Łuny” 17 — z oddzielnym pojazdem poruszającym się po powierzchni Księżyca — ma wprawdzie duże możliwości pod względem różnorodności miejsc, z których mogą być pobrane próbki gruntu, lecz za to nie jest w stanie dostarczyć ich na Ziemię. A wiadomo przecież, że na miejscu nie jest możliwe przeprowadzenie analizy gruntu w takim zakresie i z taką dokładnością jak w laboratoriach na Ziemi. Również fotografie przesyłane przez poruszający się po Księżycu pojazd muszą pod względem jakości ustępować fotografiom dostarczonym bezpośrednio na Ziemię. Oczywiście, automatyczny pojazd księżycowy ma tę przewagę nad ludźmi, że nie ogranicza go układ ekologiczny (układ utrzymujący warunki życia). Nie oznacza to jednak, że efektywność pojazdu automatycznego — jeżeli za miarę efektywności przyjmiemy się jedynie drogę przebytą na Księżycu — musi być większa od efektywności ludzi, ogranicza ją bowiem niedoskonałość urządzeń telewizyjnych, a przede wszystkim czas potrzebny na przebycie przez fale elektromagnetyczne drogi z Księżyca na Ziemię i z powrotem. Wystarczy tu przypomnieć, że pojazd „Lunochod” 1 w czasie ok. 2 miesięcy pobytu na Księżycu (od połowy listopada 1970 r. do połowy stycznia 1971 r.) przebył drogę wynoszącą łącznie ok. 3,5 km, podczas gdy astronauci z wyprawy „Apollo” 12 przeszli prawie taką samą odległość w czasie dwudniowego pobytu na Księżycu (astronauci z wyprawy „Apollo” 15 mają przejechać przy użyciu „jeepa” księżycowego kilkadziesiąt kilometrów).

Nie ulega wątpliwości, że w przyszłości byłoby możliwe takie udoskonalenie sond automatycznych, że w znacznie większym stopniu niż dotychczas mogłyby one zastępować księżycowe wyprawy załogowe. Można wyobrazić sobie np. skojarzenie urządzenia typu „Łuny” 16 z urządzeniem typu „Łuny” 17, tzn. zbudowanie urządzenia, które mogłoby poruszać się po Księżycu i którego część — z próbkami gruntu i fotografiami — mogłaby powrócić następnie na Ziemię. Jednak w miarę zwiększania wszechstronności urządzeń automatycznych coraz bardziej będzie się komplikować ich konstrukcja i wzrastać ich ciężar. Konstrukcja urządzenia zdolnego wypełnić większość zadań, jakie stawia się przed astronautami, byłaby prawdopodobnie bardziej skomplikowana od konstrukcji statku załogowego, a i jego ciężar nie

byłby chyba mniejszy. Jeszcze gorzej przedstawiałaby się pod tym względem sprawa w przypadku samojedźdźnych urządzeń przeznaczonych do badań planet, np. Marsa. Chodzi tu głównie o to, że urządzenia takie musiałyby być zupełnie autonomiczne pod względem sterowania i wykonywać program badań w sposób całkowicie automatyczny, ponieważ kierowanie nimi z Ziemi byłoby niemożliwe z powodu długiego okresu czasu (rzędu kilku minut) potrzebnego na dotarcie sygnału z Ziemi do urządzenia znajdującego się na planecie.

Skomplikowana konstrukcja i duży ciężar przyszłych, bardziej doskonałych, sond automatycznych pociągają za sobą wysokie koszty przeprowadzanych za ich pomocą badań. W ten sposób wyeliminowana by została jedna z zalet stosowania sond automatycznych, tzn. niższe koszty w porównaniu z kosztami wypraw załogowych.

Druga zaleta przeprowadzania badań przy użyciu urządzeń automatycznych, jaką jest nienarażanie życia ludzkiego, nie powinna stanowić argumentu przeciw wyprawom załogowym. Bądź co bądź astronautów nie szkoli się jedynie po to, aby wykonywali loty po orbicie wokółziemskiej, które mają przecież charakter tylko lotów doświadczalnych, nie pozbawionych zresztą ryzyka. Warto przy tym przypomnieć okoliczności tragedii, jakie dotychczas wydarzyły się w astronautyce. I tak, V. I. Grissom, E. White i R. B. Chaffee zginęli w czasie treningu w statku „Apollo” ustawionym na wyrzutni, W. Komarow zginął w czasie lotu orbitalnego, J. Gagarin poniósł śmierć w katastrofie samolotu treningowego, również w czasie wykonywania lotów na samolotach treningowych (Northrop T-38) stracili życie astronauci E. McKay See, Ch. A. Bassett, Th. C. Freeman i C. C. Williams, a E. G. Givens padł ofiarą katastrofy samochodowej w pobliżu Houston. Natomiast pięć wykonanych dotychczas lotów w kierunku Księżyca zakończyło się szczęśliwie, mimo poważnej awarii statku w czasie wyprawy „Apollo” 13.

Należy pamiętać o tym, że w przyszłości koszty wypraw załogowych ulegną znacznemu obniżeniu, a warunki bezpieczeństwa — zwiększeniu, do czego w decydującym stopniu przyczyni się zastosowanie rakiet nośnych (transportowców kosmicznych) wielokrotnego użytku oraz statków ratowniczych (również wielokrotnego użytku).

Jest rzeczą charakterystyczną, że sami uczeni radiocyści, faworyzujący obecnie badania Księżyca za pomocą sond automatycznych, nie uważają wcale, że badania te mają wykluczyć wyprawy załogowe. Wprost przeciwnie, twierdzą oni (np. G. Pietrow), że ostatecznym celem badań Księżyca za pomocą sond automatycznych są wyprawy załogowe, a „Lunochod” 1 jest pierwowzorem pojazdów transportowych, które w przyszłości będą zaopatrywać bazy zbudowane na Księżycu.

* * *

* Według komunikatu podanego przez PR analiza gruntu księżycowego umożliwiła opracowanie w USA metody użytkowania z tego gruntu wody i tlenu, co — jeżeli jest prawdą — będzie mieć ogromne znaczenie w przypadku zakładania w przyszłości stałych baz na Księżycu (przyp. autora).

POLSKI PRZEMYSŁ LOTNICZY – NOWE NADZIEJE

Artykuł dyskusyjny

W ubiegłym roku wszyscy miłośnicy lotnictwa dowiedzieli się, że przemysł lotniczy jest nieopłacalny, że jego miejsce powinny zająć zupełnie inne branże. Jeśli to nastąpi, to, zdaniem autorów tych genialnych myśli, dewizy miałyby spływać do kiesy państwowej strumieniami.

Od lat czytaliśmy ciekawe tygodniki „Kulturę” i „Politykę”. Znaleźć tam można wiele ciekawych artykułów zgodnych zresztą w treści z tytułami tych tygodników. Jakie było jednak zdziwienie, kiedy znani już w środowiskach lotniczych dziennikarze starali się udowodnić nam, jakie to straty ponosimy z tytułu produkcji lotniczej. Tylko narzędzia mogą uratować Rzeczypospolitą a jedyne miejsce dla rozszerzenia produkcji kombinatu PONAR to nowy zakład. Od red. Rolickiego dowiedzieliśmy się również, że zmianę branży Wytwórni Sprzętu Komunikacyjnego Okęcie spowodowała nowa strategia gospodarcza, kierująca się nowym sposobem myślenia ekonomicznego.

W jednym ze styczniowych numerów „Kultury” znajdujemy ciekawsze informacje mające ścisły związek z tą nową strategią. Otóż (słuchajcie lotnicy) „...potrzeb było mnóstwo, a kiesa, z której obdzielano wszystkich — jedna. W takich sytuacjach dostawał ten, kto głośno krzyczał”. Tak więc specjaliści od lotnictwa nie krzyczeli, dlatego stracili. Specjaliści od narzędzi, jak pisze dalej red. Rolicki: „uczynili raban na całą Polskę i w rezultacie zdołali wyrwać wielką fabrykę innemu zjednoczeniu. Jak trudne to było przedsięwzięcie, ten tylko może pojąć kto zetknął się z partykularzem resortowym. Poradzili sobie z tym, mimo że żal miano do nich wielki. Nowy więc zakład na Okęciu pracuje dla potrzeb nowych gospodarzy, wszystko się kręci jako tako i teraz nabrzmiały kłopoty węglkowe”.

Tyle autor głośnego artykułu pt. *Zamiany na sity*, „Kultura” 1970 z 3 maja. Dowiedzieliśmy się więc, że oddano zakład lotniczy innemu zjednoczeniu, bowiem głośniej krzyczeli jego kierownicy od tych, którzy wówczas kierowali Zjednoczeniem Przemysłu Lotniczego. Nie mamy zamiaru w tym miejscu oceniać byłych kierowników Zjednoczenia Przemysłu Lotniczego, ale sądzić należy, że ich stosunek do lotnictwa był taki jak współczesnego chłopca do sochy.

Lepiej rozprawił się z lotnictwem drugi wybitny znawca, red. Szeliga. Nie chcemy bliżej charaktery-

zować tej sprawy, bowiem redakcja „Techniki Lotniczej i Astronautycznej” zawsze miała jednoznaczny pogląd na tę sprawę.

W grę wchodzi jednak inny istotny problem, problem zakresu kompetencji. Rozumiemy, że dziennikarze mogą swoje pióra nurzać w dowolnym temacie. O tym zresztą najtrafniej napisał KTT, że sprawy specjalistyczne leżą dziś dziennikarzom, reporterom, ba, nawet literatom, ale treść tych rozpraw zbyt często pachnie dyletantyzmem.

Wróćmy jednak do spraw górnych, bo lotniczych, niech dyletanci dalej produkują, ale niech stosują przy tym rzetelną i sprawdzoną informację. Lepiej jednak byłoby, gdyby sprawy lotnictwa pozostawili specjalistom. Może gorzej piszą, ale za to informacja jest ścisła.

Dla orientacji przedstawiamy w skrócie sytuację przemysłu lotniczego na świecie.

Przemysł lotniczy na świecie

Odpowiedzmy na wstępie na pytanie, jest opłacalny czy nie? Czy przemysł ten ma wyznaczony program wieloletni? Jak będzie kształtował się układ geograficzny producentów? Czy kraje średniej wielkości (takie jak Polska) mają szansę pozostania na rynku produkcyjnym?

Pytań podobnych rodzi się mnóstwo. Skwitujemy je jednoznacznie. TAK. Przemysł lotniczy będzie się rozwijał nawet wtedy, kiedy całkowicie zginie widmo wojny. Powiedzmy więcej, nawet moce produkcyjne zaangażowane w produkcji wojennej z powodzeniem przestawić można na produkcję cywilną. Gospodarka światowa potrzebuje dużo dobrych i o wielorakim zastosowaniu samolotów.

Współczesny przemysł lotniczy przekształcił się z rzemiosła w gigantyczną gałąź przemysłu, która zatrudnia w przekroju światowym miliony wybitnych specjalistów. Przemysł lotniczy angażuje najwybitniejszych naukowców, których koncepcje przenikają do wielu innych przemysłów. Z koncepcji specjalistów lotnictwa korzystają takie przemysły jak: samochodowy, precyzyjny, stoczniowy i inne.

Przemysł lotniczy wyznacza postęp w elektronice, automatyce, meteorologii oraz innych dziedzinach, ta-

kich jak rolnictwo i leśnictwo, jest więc im potrzebny i będzie się rozwijał wbrew opinii sceptyków. Jego rozwój dyktowany jednak będzie ściśle sprecyzowanymi potrzebami gospodarczymi i społeczno-politycznymi.

Wydawałoby się, że konstruktorzy doszli już do szczytu możliwości, tymczasem każda kolejna konstrukcja przynosi nowe rozwiązania. Obok samolotu rozwijają się nowoczesne zespoły urządzeń naziemnych. Porty lotnicze dostosowują się do sprawnej obsługi. To wszystko nakłada na specjalistów lotnictwa coraz to nowe zadania.

Przypomnijmy, że współczesny samolot jest bardzo złożoną konstrukcją wyposażoną w skomplikowane układy hydrauliczne, elektryczne, paliwowe, klimatyzacyjne oraz złożoną automatykę, wyposażenie nawigacyjne oparte na urządzeniach elektronicznych itd. Liczba i jakość wyposażenia elektronicznego wzrasta z każdym rokiem i jest najkosztowniejszą częścią samolotu. O tych sprawach nie trzeba zresztą informować specjalistów lotnictwa. Wiadomo natomiast, że jeśli zakłady Philipsa specjalizują się w elektronice, to nie tylko dla lotnictwa, ale elementy lotnicze stanowią dla nich oczko w głowie.

Szczególnie ważne znaczenie dla produkcji lotniczej mają prace rozwojowe. Prace te są proporcjonalne do charakteru produkcji. Inaczej przedstawia się sprawa z „Concorde”, a inaczej z samolotem lekkim. O ile koszt Boeinga 2707 ma wynieść 35 mln dolarów, to wieloletnie badania, opracowywanie projektów i wykonanie prototypów i próby w locie mają zamknąć się kosztem 1 miliarda dolarów. Okazuje się, że to dalece za mało, bowiem praktyka wykazała, że prace rozwojowe „Concorde” wyniosły 2—2,5 miliarda dolarów. Na to stać jednak bardzo bogatych producentów.

Podzielmy więc producentów na dwie grupy. Do pierwszej zaliczmy takie kraje jak: Związek Radziecki, Stany Zjednoczone, Francja i Anglia. Za tymi krajami idzie druga grupa: NRF, Japonia, Holandia, Szwecja, ale w tej grupie jest i Polska.

Podkreślmy, że w tej grupie miejsce Polski powinno być trwałe.

Aktualnie największy „boom” w przemyśle lotniczym trwa w Stanach Zjednoczonych. W dużej mierze przypisać to należy realizacji programu „Apollo” oraz wojnie wietnamskiej. Obserwuje się, że w ostatnich latach znacznie wzrosło zapotrzebowanie na samoloty lekkie, służbowe i turystyczne, głównie takie jak: „Cessna” „Beechcraft” i „Piper”.

Nie wspominamy w ogóle o rynku ciężkich samolotów transportowych, wiadomo bowiem, że produkcja Stanów Zjednoczonych wynosi około 80% produkcji świata zachodniego. Warto jedynie zasygnalizować, że w przemyśle lotniczym tego kraju zachodzi proces intensywnej koncentracji. W zakresie budowy płatowców pięć koncernów kontroluje ponad 80% produkcji globalnej. Są to: McDonnell — Douglas, Boeing, North American, Lockheed i General Dynamics. W zakresie budowy silników dominują dwa koncerny: Pratt and Whitney i Engine Division of the General Electric.

Podobnie przebiega proces koncentracji we Francji. Od 1 stycznia 1970 r. po przeprowadzeniu fuzji Nord

Aviation, Sud Aviation i SEREB, które utworzyły nowy koncern SNIAS, na rynku pozostały zaledwie 4 przedsiębiorstwa: budowy płatowców SNIAS i Marcel Dassault — Bréguet oraz silników SNECMA i Turbomeca. Ponadto istnieją mniejsze zakłady będące zazwyczaj filiami wyżej wymienionych.

W Wielkiej Brytanii proces koncentracji przebiegał jeszcze intensywniej. O ile jeszcze w 1964 r. działało 25 towarzystw, to aktualnie są tylko dwa holdingi budowy płatowców (Hawker — Siddeley i British Aircraft Corporation) i jeden silnikowy — Rolls-Royce. Poza tym istnieją inne mniejsze, lecz ich sytuacja finansowa jest nie do pozazdroszczenia.

Obok wymienionych odrębnego omówienia wymagałby przemysł lotniczy pozostałych krajów, a szczególnie zaś tych, które wbrew opinii sceptyków przystąpiły niedawno do produkcji. Nam jednak chodzi o sprawę ważniejszą, o efektywność ekonomiczną produkcji lotniczej.

Wiadomo bowiem, że o efektywności w każdej dziedzinie decyduje jakość i nowoczesność. W przypadku sprzętu lotniczego gama zapotrzebowania nie jest duża w odróżnieniu np. od przemysłu samochodowego. Wejście na rynek wymaga jednak poważnych zabiegów a nie mniejsze znaczenie odgrywa w tym wypadku tradycja.

Wejście na określone rynki uzależnione jest od wielu aspektów. Np. państwa kapitalistyczne — producenci samolotowi stosują różnorodne formy protekcjonalistyczne, stojące na straży interesów krajowego przemysłu lotniczego. Wyrażają się one niejednokrotnie w bardzo wysokich cłach importowych. Z drugiej strony polityka państwa zmierza niejednokrotnie w zupełnie innym kierunku. Np. przy ewentualnym eksporcie samolotów do krajów słabo rozwiniętych wprowadza się ograniczone opłaty celne na określone towary, za które mogą być zakupione samoloty. Tak więc samolot stał się szczególnie czułym artykułem eksportowym. Uzasadnione to jest jego ceną i trwałością transakcji. Zaznaczmy jednak, że dotyczy to przede wszystkim samolotów transportowych lub wojskowych. Zupełnie inaczej przedstawia się sprawa z samolotem lekkim. W ostatnim okresie zapotrzebowanie na ten samolot wzrosło znacznie bardziej aniżeli na samolot ciężki. Z jednej strony znacznemu rozszerzeniu uległ zakres czynności realizowanych przez ten samolot, a z drugiej samolot ten ma bardziej ograniczoną trwałość.

Jeszcze kilkanaście lat temu nikt nie przypuszczał, że samolot może pełnić masową służbę ratowniczą a głównie sanitarną, że przy tym jest on tani, a w przypadku ceny życia ludzkiego wręcz nieoceniony. Tylko w warunkach polskich łatwo obliczyć, ile tych samolotów potrzeba przyjmując założenie, że kolumny sanitarne znajdują się wyłącznie przy miastach wojewódzkich. Może stopniowo należy je rozbudować*.

A lekki samolot służbowy znajdujący się przy takich obiektach jak np. Nowa Huta, stocznie itp.? W naszych warunkach w kalkulacji kosztów zapomnieliśmy o sprawie najważniejszej, o cenie stracone-

* Artykuł o lotnictwie sanitarnym ukaże się w następnym numerze TLiA (przyp. red.).

go czasu wybitnych specjalistów, o kosztownych hotelach, dietach itp. Czy służbowy samolot powinien mieć jedynie minister?

Producentem samolotu lekkiego był do tej pory głównie przemysł amerykański. Stosowane jednak przez nich zasady wolnego handlu tym sprzętem spowodowały zagrożenie dla niektórych przemysłów krajowych. Wiele państw wprowadziło wysoki podatek od nabycia amerykańskich samolotów, a jednocześnie rozwija produkcję własną. Problem godny podkreślenia. Rozwija się przemysł lotniczy w krajach, które nie miały kadr, tradycji, a rachunek ekonomiczny potwierdził mimo wszystko pełną opłacalność.

Wymieńmy tu chociażby Argentynę, Meksyk, Chile, Indie, Indonezję (licencja naszej „Wilgi”) oraz wiele innych. Pomijamy tu państwa europejskie, które są najgroźniejszym konkurentem Stanów Zjednoczonych. Pozostaje fakt niezaprzeczalny, że w wielu krajach przemysłem lotniczym interesuje się państwo. Kapitał państwowy zainteresowany jest w subwencjonowaniu prac rozwojowych, w ten sposób koszt produkcji staje się niższy i producent wychodzi na rynek z ceną konkurencyjną.

W NRF państwo subwencjonowało badania nad wojskowym śmigłowcem Do-132, a kolejna wytwórnia na bazie śmigłowca wojskowego przystąpiła do opracowania wersji cywilnej. Taka polityka sprzyja nie tylko rozwojowi myśli lotniczej, ale także jest korzystnym wyjściem na rynki międzynarodowe.

Problem ten jest niezmiernie istotny i wrócimy do niego w kolejnych artykułach, a ponadto mamy nadzieję, że czytelnicy również podzielą się swoimi uwagami na ten temat.

Bez niedomówień o polskim przemyśle lotniczym

W okresie międzywojennym myśliwce Puławskiego, samoloty Rogalskiego i Drzewieckiego, szybowce Grzeszczyka i Kocjana budziły podziw na świecie, rozślawiły nasz kraj.

Samoloty „Junak”, CSS-11, 12 i 13, zbudowany już w 1950 r. doświadczalny śmigłowiec GIL inż. Żurawskiego, świetny szkolno-treningowy „Bies” i odrzutowe „Iskra” doc. Sołtyka (4 rekordy międzynarodowe), dyspozycyjna „Wilga”, rolniczy „Gawron”, cała rodzina znakomitych szybowców SZD, budowane na licencji bojowe samoloty odrzutowe, samoloty rolnicze i pasażerskie AN-2, śmigłowce SM-1, SM-2 i Mi-2, silniki lotnicze i osprzęt, wyznaczają nasze sukcesy w dwudziestopięciolecu powojennym.

Przypominamy o tych sukcesach nie po to, by wywołać rozrzewnienie, choć przecież tradycja w produkcji przemysłowej odgrywa wcale niemałą rolę i lekceważyć jej nie można — pobudza ona ambicję konstruktorów i robotników, budzi szacunek u odbiorców. Ale najistotniejsze jest stwierdzenie, że kraj nasz ma jeszcze nowoczesny przemysł lotniczy i kadry dobrych fachowców. Co więcej, przemysł ten około 90% swej produkcji eksportuje, uzyskując np. w roku 1967 aż 500 mln złotych dewizowych. Przy czym warto wiedzieć, że eksport lotniczy to przede wszystkim sprzedaż wiedzy, kwalifikacji i pracy, przy stosunkowo małym udziale surowców. Stąd, sprze-

dając produkowane u nas wielozadaniowe samoloty AN-2 uzyskujemy 18 dolarów za 1 kG a za śmigłowiec Mi-2 około 40 dolarów za 1 kG. Dla porównania 1 kG samochodu przynosi nieco powyżej 1 dolara (polski „Fiat”). Wniosek jest więc prosty: produkcja sprzętu lotniczego jest jedną z najbardziej opłacalnych i w gospodarce wielu krajów zajmuje czołową pozycję. Nie tylko zresztą w krajach dużych. Aby nie szukać przykładów daleko, wspomnimy tylko o Czechosłowacji, mającej w tej dziedzinie duże osiągnięcia. Może więc nie ma nabywców sprzętu lotniczego? Nieprawda, są. I to coraz więcej. Skorzystała z tego np. Rumunia, która produkuje od 2 lat dla Anglików samoloty służbowe BN-2 i dzięki temu nie tylko zarabia dewizy, ale i za darmo praktycznie zbudowała nowoczesny przemysł lotniczy.

Powstać więc może pytanie, zwłaszcza u tych czytelników, którzy pamiętają niedawne ataki, wspomnianych już na wstępie publicystów, na polski przemysł lotniczy, dlaczego, skoro jest tak dobrze, jest tak źle? Udowodniono wtedy tezę, że przemysł ten w Polsce nie ma perspektyw, jego produkcja jest nieopłacalna, że lepiej wykorzystać wytwórnę przestarzałych samolotów do wytwarzania narzędzi itp.

Akcja ta zsynchronizowana została z przekazaniem WSK-Okęcie kombinatowi produkującemu narzędzia. Przed kilkoma miesiącami reporter jednego z warszawskich dzienników stwierdzał, że świadectwem unowocześniania produkcji w WSK-Okęcie jest porównanie wielkiej skrzyni, w której wysyła się z fabryki samolot, i małej paczki z elementami narzędzi, doskonałych, bo miniaturowych.

Reporterowi temu możemy wskazać jeszcze mniejsze elementy np. szpilki krawieckie, które można by wytwarzać zamiast samolotów, statków, telewizorów, lodówek itp. przestarzałych produktów. A poza tym, jeśli polski przemysł lotniczy produkuje i sprzedaje za granicę samoloty skonstruowane przed 20 laty, co w tym złego? Przecież nabywca chce kupować te właśnie samoloty. Skąd więc niechęć publicysty do takiej produkcji?

Służymy przykładami sprzedawania w wielu krajach wielu typów samolotów nie młodszych, tylko dlatego, że są dobre, sprawdzone w eksploatacji i odpowiadają wymaganiom kupujących.

Przemysł lotniczy w wyniku takiego postępowania poniósł poważne straty. Nie tylko zresztą materialne, bo wielu cennych fachowców, nie mogąc pogodzić się z taką sytuacją, zrezygnowało z pracy w wytwórniach lotniczych. Podważono ponadto zaufanie niektórych odbiorców zagranicznych, którzy obawiają się możliwości zakupu części zamiennych do samolotów, które już eksploatują lub chcą kupić. Ale sytuacja nie jest jeszcze beznadziejna. Na szczęście nie ukończono likwidacji polskich skrzydeł i czas, by na nowo, poważnie i rzeczowo przedyskutować perspektywę rozwoju produkcji lotniczej w Polsce. Nie kierując się sentymentem do tradycji, ale również bez zastanawiającej niechęci do polskich samolotów, śmigłowców i szybowców, niechęci, którą autorzy niniejszego artykułu mogą sobie wytłumaczyć tylko chęcią usprawiedliwienia nie przemysłanych koncepcji ekonomicznych i gospodarczych, co nie tylko przemysł lotniczy, ale i całą naszą gospodarkę postawiło w trudnej sytuacji.

Chcemy być dobrze zrozumiani. Nie głosimy chwały tego przemysłu. Nie twierdzimy, że jest on doskonały. Przeciwnie, uważamy, że jego organizacja i kadry kierownicze wymagają wielu cięć i korekt. Uważamy jednak, iż należy jasno ustalić przyszłość tego przemysłu, jego specjalizację (samoloty rolnicze, służbowe, szkolno-treningowe, śmigłowce i szybowce), a także przywrócić właściwą rangę w polskiej gospodarce, na miarę jego udziału w wypracowywaniu dochodu narodowego.

Tym bardziej że przemysł ten gospodarce narodowej przynosi nie tylko dochody ze sprzedawanych samolotów, śmigłowców i szybowców. Mamy już spore sukcesy w eksporcie usług agrolotniczych: polscy piloci na polskim sprzęcie, korzystając z pomocy własnych ekip technicznych, od kilku lat chronią uprawy bawełny w Egipcie i Sudanie, a jedna z firm austriackich wykonuje prace agrolotnicze w wielu krajach Europy, Afryki, i Azji wyłącznie za pomocą polskich „Gawronów”. Zgłoszeń i ofert na tego typu usługi agrolotnicze w ostatnim czasie napływało do nas sporo, nie tylko z południa, ale i z północy Europy. Niestety, zabrakło energii, chęci, dobrej woli i dobrej organizacji, by z tych efektów właściwie skorzystać.

Wiąże się to w oczywisty sposób z dotychczasową strukturą naszego handlu zagranicznego. Powiedzmy sobie szczerze: dopóki Zjednoczenie Przemysłu Lotniczego nie utworzy własnej komórki eksportu sprzętu i usług lotniczych, osiągać będziemy korzyści dewizowe dla kraju nadal poniżej możliwości tej gałęzi przemysłu. Zmienić ten stan rzeczy trzeba szybko i radykalnie, a wówczas, jeśli za 2—3 lata sytuacja się nie poprawi, nie trzeba będzie szukać winnych ani daleko, ani wysoko. Będą w zasięgu naszej krytyki.

Skoro już jesteśmy przy sprawach organizacji przemysłu, chcemy dorzucić kilka naszych propozycji do dyskusji, która mamy nadzieję będzie nadal z pożytkiem dla polskiej gospodarki kontynuowana.

Przede wszystkim sprawa nadmiernej rozbudowy branży lotniczej. Zjednoczenie Przemysłu Lotniczego, tak jakby brakowało mu pracy w swojej podstawowej dziedzinie produkcji, zajęło się i chłodnictwem i motocyklami, i... ostatnio wreszcie — silnikami wysokoprężnymi. Silniki wysokoprężne są oczywiście naszej gospodarce potrzebne, ale akurat Zjednoczenie Przemysłu Lotniczego i Silnikowego „Delta” (bo taka jest jego pełna nazwa) na tym polu sukcesami poszczycić się nie może. Nie chcemy merytorycznie wypowiadać się na ten temat (m. in. licencje), choć wydaje się, że konstruktorzy i pracownicy ZMiN wiele by tu mogli ciekawych rzeczy w dyskusji dorzucić, ale jedno jest dla nas bezsporne: i dla dobra branży lotniczej i silników spalinowych, to ostatnie, dotąd rozproszone w kilku zjednoczeniach, powinny zostać wyodrębnione z ZPLiS i skupione we własnym organizmie gospodarczym. Pozwoliłoby to ZPLot. na zajęcie się swoimi podstawowymi produktami — śmigłowcami, samolotami i szybowcami, tak by wszystkie wytwórnie lotnicze pracowały na potrzeby branży lotniczej, a tylko jako uzupełnienia szukały

innych zamówień. Dotąd bowiem często bywało odwrotnie. Choć mówiąc pół żartem pół serio, zrozumiała jest dla nas niechęć niektórych kierowników przemysłu lotniczego do wytwarzania śmigłowców i samolotów: wymaga to na pewno wysokiego poziomu produkcji i ostrej kontroli technicznej, to nie to, co przy produkcji prostych elementów metalowych. Ale życie jest okrutne, klienci, płacą jednak za to, by ruszać głowami i organizować produkcję **najbardziej opłacalna!** To nasz wspólny interes społeczny. Nowe podejście do spraw przemysłu lotniczego wymagać będzie również weryfikacji pozycji i roli w tym przemyśle Instytutu Lotnictwa, poważnej i o dużym dorobku placówki naukowo-badawczej, skupiającej kadry wysoko kwalifikowanych specjalistów i dysponującej odpowiednią bazą laboratoryjną. Instytut jednak dotychczas raczej nie był właściwie wykorzystywany. Zauważano go, kiedy potrzebny był jakiś podpis pod dokumentem, ale ignorowano jego opinię, kiedy przychodziło do spraw o zasadniczej wadze — opracowania programu produkcji, analizy możliwości i potrzeb, wytyczenia perspektyw rozwojowych. Nic więc dziwnego, że w centrali zjednoczenia powstawały często przedziwne koncepcje, których cenę teraz płacimy wszyscy. A mieliśmy przecież pod bokiem fachowców.

Jeśli zdecydujemy się na rozwijanie przemysłu lotniczego, trzeba będzie ściągnąć z powrotem tych wybitnych fachowców, którzy w ostatnich latach odeszli do innych gałęzi gospodarki. Wstyd bowiem powiedzieć, ale dla naszych najwybitniejszych konstruktorów i ludzi lotnictwa, takich jak doc. Tadeusz Sołtyk, prof. Misztal, prof. Dulęba, prof. Janik i wielu innych, miejsca w tym przemyśle zabrakło. To też chyba jest do naprawienia. Rewizji wymaga również decyzja likwidacji kierunku lotniczego na Politechnice Warszawskiej. W tej czy innej formie szkolić młodych inżynierów dla potrzeb przemysłu lotniczego musimy, i im prędzej sprawę tę załatwimy, tym lepiej. Dłuższa przerwa w dopływie młodych kadr fachowców może nas w przyszłości drogo kosztować. Od lat popularne jest u nas powiedzenie: Polska krajem morskim. Nie jest ono bez pokrycia. Ale dlaczego Polska nie ma być też krajem lotniczym? Mamy do tego prawo dzięki długoletnim, pięknym tradycjom, ale mamy również obowiązek, jeśli nie chcemy zaprzepaścić szans na dotrzymanie kroku rozwojowi współczesnej techniki i nowoczesnego przemysłu, jeśli nie chcemy z góry rezygnować z wszelkich korzyści wynikających z faktu istnienia w naszym kraju nowoczesnej, prężnej, bardzo dochodowej gałęzi przemysłu. W imię czego? W imię lęku przed odpowiedzialnością za odważne decyzje, pomysły, projekty, śmiałe przedsięwzięcia i trudną w końcu produkcję? Aby hasło: Polska krajem lotniczym znalazło potwierdzenie w rzeczywistości, musimy zerwać z utartymi i dla niektórych wygodnymi schematami myślenia i postępowania. Przyszłość i lotnictwa i całej naszej gospodarki, i kraju wreszcie, zależeć będzie od tego, jak szybko uwolnimy się od balastu przestarzałych pojęć, nieporadności myślenia i organizacji, a także od ludzi, dla których ten balast stał się już jedynym żywiołem.

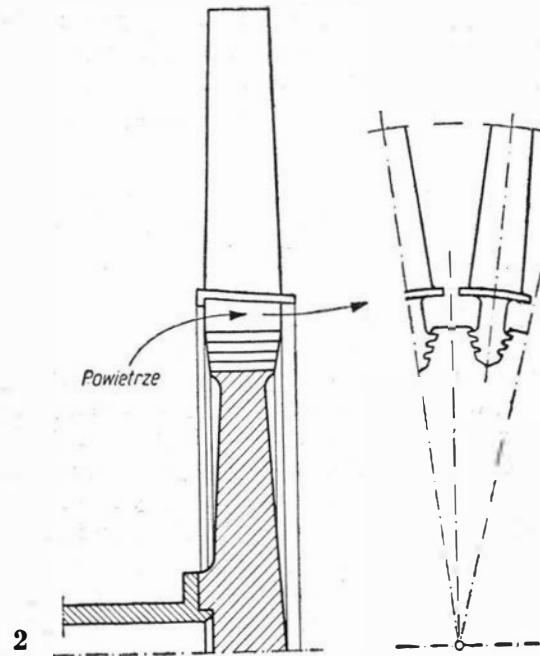
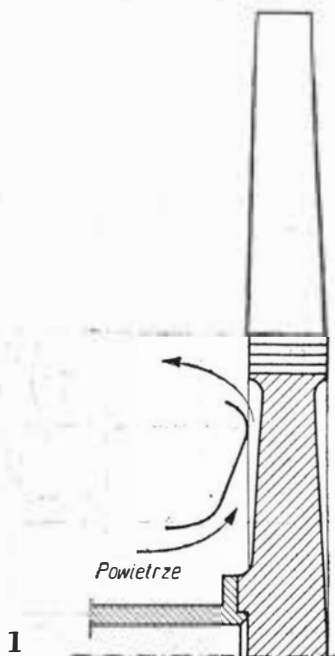
O TRZECH SPOSOBACH CHŁODZENIA WIRNIKÓW TURBIN SILNIKÓW LOTNICZYCH

W artykule przedstawiono wpływ różnych sposobów odbierania ciepła od łopatek wirnikowych na rozkład temperatur w tarczy nośnej wirnika turbiny oraz na jej wytrzymałość i kształt konstrukcyjny.

Wprawdzie pod względem konstrukcyjnym dokonuje się na ogół podziału na turbiny z chłodzonymi oraz niechłodzonymi łopatkami wirnikowymi, ale w każdym z tych przypadków odbierane jest ciepło od piór łopatek, co umożliwia ich pracę w warunkach niższych temperatur niż temperatura opływających je gazów. Odbieranie ciepła od łopatek tzw. niechłodzonych odbywa się najczęściej przez odpływ ciepła, za pośrednictwem zamków łopatek, do tarczy nośnej wirnika turbiny. Tarcza nośna wirnika jest natomiast chłodzona strumieniem powietrza opływającego tarczę od jej części centralnej w kierunku wieńca.

Pierwsza z tych wad uniemożliwia podwyższenie temperatury przed turbiną ze względu na ograniczoną wytrzymałość materiału łopatek, druga stanowi przyczynę powstania znacznego przyrostu naprężeń w tarczy wynikającego z rozszerzalności termicznej materiału.

W niektórych silnikach, jak np. Rolls Royce „Avon”, zastosowano koncepcję odbierania ciepła od łopatek bezpośrednio. Strumień powietrza chłodzącego (z określonego stopnia sprężarki) opływa pewien fragment łopatki, o dość specyficznej konstrukcji, między jej piórem a właściwym zamkiem osadzonym w tar-



Na rysunku 1 przedstawiono schemat chłodzenia tarczy nośnej wirnika z łopatkami niechłodzonymi. Opisany sposób odbierania ciepła od łopatek wirnikowych ma jednak szereg wad (z istotną zaletą, jaką stanowi prostota konstrukcyjna i technologiczna), do których należy przede wszystkim zaliczyć:

- temperaturę piór łopatek bliską temperaturze opływających je gazów,
- wysoki gradient temperatury tarczy nośnej wzdłuż jej promienia.

czy. Rysunek 2 wyjaśnia opisywaną konstrukcję. Ten sposób chłodzenia ma tę istotną zaletę, że odbiera ciepło od łopatek tak jak w poprzednim rozwiązaniu, ograniczając jednocześnie dopływ ciepła do tarczy nośnej, co pozwala na rezygnację z jej chłodzenia, a więc na zmniejszenie gradientu temperatury wzdłuż promienia.

Dalszym krokiem w rozwiązywaniu problemu odbierania ciepła od łopatek jest zastosowanie łopatek chłodzonych. Chłodzenie łopatek polega na wprowa-

dzeniu strumienia powietrza chłodzącego do kanałów wewnętrznych wykonanych wzdłużnie w piórze łopatki. Powietrze chłodzące wprowadzane jest w strefie zamka łopatki, a wyprowadzane — jej wierzchoł-



kiem. Łopatkę tak chłodzoną wraz ze schematem przepływu powietrza pokazano na rys. 3. Ten sposób chłodzenia zachowuje zaletę poprzedniego rozwiązania — jeśli idzie o warunki termiczne tarczy — z jednoczesną możliwością podwyższenia temperatury przed turbiną o 200—300°C, utrzymując temperaturę materiału piór łopatek w zakresie dopuszczalnych wartości.

Poniżej zostaną przeanalizowane problemy chłodzenia wirników turbin realizowane opisanymi sposobami.

Chłodzenie łopatek poprzez tarczę nośną

Przy chłodzeniu łopatek wirnikowych poprzez tarczę nośną dopływ ciepła do łopatek (jak zresztą we wszystkich innych przypadkach) zależy od różnicy temperatury gazów T_g i temperatury powierzchni łopatek T_t , współczynnika przejmowania ciepła α_t i wydatku gazów G — zależnego od gęstości gazów i prędkości przepływu, a określonego prędkością obrotową n oraz prędkością v i wysokością H lotu. Temperatura powierzchni łopatek w warunkach ustalonej pracy silnika zależy od współczynnika przewodnictwa cieplnego λ_t i współczynnika przejmowania ciepła α_z na zamku łopatki — między łopatką a tarczą nośną — oraz temperatury tarczy w miejscu połączenia z łopatką. W warunkach nieustalonej pracy silnika (np. podczas przyspieszania) zależy ponadto od masy łopatek i tarczy oraz ich ciepła właściwego. Dopływający strumień ciepła od gazów (mających określone własności fizyczne) do łopatek (o znanym kształcie geometrycznym) można wyrazić następującą zależnością:

$$Q = F_t \alpha_t [G(n, v, H)] [(T_g(n, v, H, R) - T_t(n, v, H, R))] \quad (1)$$

gdzie:

F_t — całkowita powierzchnia styku łopatek z gazami,
 R — promień, na którym występują określone temperatury T_g oraz T_t .

O ile we współczesnych konstrukcjach z komorami pierścieniowymi lub rurowo-pierścieniowymi można przyjąć, że $T_g(R) \cong T_{g\text{śr}}$, o tyle temperatura łopatek (a więc i ich powierzchni) zależy w sposób wyraźny od promienia R .

Określenie strumienia ciepła Q w równaniu (1) doprowadzanego do łopatek od gazów może być dokonane przy znajomości średnich temperatur gazów T_g i powierzchni łopatek T_t , a przede wszystkim — przy znajomości wartości współczynnika przejmowania ciepła od gazów do łopatek α_t . Wartość tego współczynnika, w zależności od warunków pracy turbiny, zmienia się w dość szerokim zakresie (według danych literaturowych: 400—3000 kcal/m²h deg) i może być wyznaczona z równania kryterialnego (otrzymanego w sposób doświadczalny):

$$N_u = (0,14 \div 0,17) \left(\frac{T_g(R)}{T_t(R)} \right)^{0,5} \left(\frac{t}{b} \right)^{0,118} Re^{0,66}$$

gdzie związek między liczbą Nusselta a współczynnikiem przejmowania ciepła określa równanie:

$$N_u = \frac{ad}{\lambda} \quad (2)$$

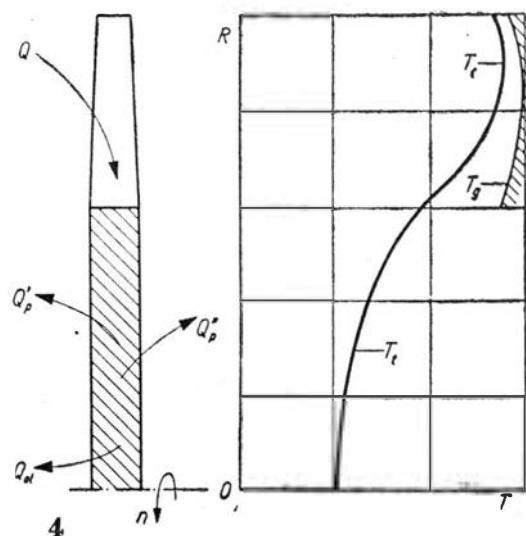
gdzie:

$d = \frac{l_t}{\pi}$ — średnica zastępcza (l_t — obwód profilu łopatki),

t — podziałka palisady,

b — szerokość wieńca tarczy,

W powyższych równaniach stałe fizyczne gazów można przyjmować dla średnich wartości temperatur w kanałach międzyłopatkowych.



Na rysunku 4 przedstawiono schemat modelowy dopływu i odprowadzania ciepła w tarczy nośnej wirnika turbiny dla przypadku chłodzenia łopatek wirnikowych przez odprowadzanie ciepła do tarczy.

W ustalonych warunkach pracy turbiny istnieje stan równowagi cieplnej, którą określa równanie:

$$Q = Q'_p + Q''_p + Q_{ol} = \\ = F'_t \alpha_t [G'_p(n, v, H)] [T'_t(R, n, v, H) - T''_p(R, n, v, H)] + \\ + F''_t \alpha_t [G''_p(n, v, H)] [T''_t(R, n, v, H) - T''_p(R, n, v, H)] + \\ + F_w a_w [G_{ol}(n, v, H)] [T_w(n, v, H) - T_{ol}(n, v, H)] \quad (3)$$

gdzie:

Q'_p, Q''_p, Q_{ol} — strumienie ciepła odbierane przez powietrze chłodzące od lewej i prawej strony tarczy (rys. 4) oraz przez olej od wału turbiny,

F'_t, F''_t, F_w — pola powierzchni tarczy i wału, z których odbierane jest ciepło,

α_t, a_w — współczynniki przejmowania ciepła,

G'_p, G''_p, G_{ol} — wydatki powietrza chłodzącego i oleju,

T'_t, T''_t, T_w — temperatury tarczy nośnej (po obu jej stronach) i wału turbiny,

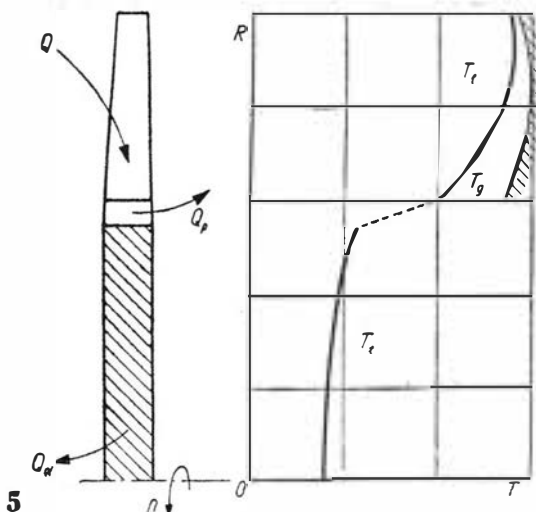
T'_p, T''_p, T_{ol} — temperatury powietrza chłodzącego i oleju.

Równanie (3) wiąże ze sobą wszystkie parametry mające wpływ na wartość temperatury i jej rozkład w tarczy wzdłuż promienia oraz pozwala na ocenę niezbędnego wydatku powietrza chłodzącego i oleju przepływającego przez łożyska turbiny. Na rysunku 4 zaznaczono rozkład temperatury łopatek i tarczy nośnej wzdłuż promienia.

W warunkach przyspieszania silnika część ciepła zostanie zakumulowana w łopatkach i tarczy, gdyż w zakresie mniejszych prędkości obrotowych wydatek powietrza chłodzącego jest niewystarczający w warunkach zwiększonego dopływu ciepła od gazów, nie powodując jednak wzrostu temperatury części konstrukcyjnych ponad wartość możliwą do przyjęcia ze względów wytrzymałościowych.

Chłodzenie łopatek poprzez zamki łopatek

Chłodzenie łopatek wirnikowych strumieniem powietrza opływającego „nóżki” łopatek (rys. 2) w strefie zamków obniża temperaturę łopatek do wymaganego poziomu, a jednocześnie znacznie ogranicza dopływ ciepła do tarczy. Jeszcze bardziej intensywne odprowadzanie ciepła od łopatek można uzyskać w przy-



padku, gdy powietrze chłodzące przepływa również i szczelinami w połączeniu zamkowym łopatek i tarczy, ponieważ, jak wykazują dane doświadczalne, na skutek małych oporów cieplnych w kanałach szczelinowych współczynnik przejmowania ciepła osiąga wartości nawet powyżej 4000 kcal/m²h deg. Strumień ciepła dopływającego do łopatek określa, tak jak dla poprzedniego przypadku, równanie (1). Schemat modelowy wirnika turbiny z opisywanym sposobem odbierania ciepła od łopatek pokazano na rys. 5. Bilans cieplny (dla warunków ustalonej pracy) dla wirnika o takiej konstrukcji określa równanie (analogiczne w swojej postaci do poprzedniego):

$$Q + Q_p + Q_{ol} = \\ = F_n a_n [G_p(n, v, H)] [T_n(n, v, H) - T_p(n, v, H)] + \\ + F_w a_w [G_{ol}(n, v, H)] [T_w(n, v, H) - T_{ol}(n, v, H)] \quad (4)$$

gdzie:

F_n — pole powierzchni „nózek” łopatek wirnikowych, pozostałe oznaczenia jak w równaniu (3).

W równaniu (4) przyjęto uproszczenie polegające na pominięciu zależności temperatury ścianek „nózek” łopatek i opływającego je powietrza chłodzącego od promienia (odległości od osi obrotu wirnika). Na rysunku zaznaczono orientacyjny rozkład temperatury łopatek i tarczy wzdłuż promienia wirnika. Występujący gradient temperatury w tarczy nośnej wynika z odbierania ciepła przez olej od wału oraz wypromieniowania ciepła przez boczne ściany tarczy. Do wyznaczenia niezbędnego wydatku powietrza chłodzącego przez kanały w strefie zamków łopatek oraz określenia współczynnika przejmowania ciepła przez powietrze można wykorzystać w tym przypadku kryterialne równanie dla przepływu turbulentnego:

$$Nu = 0,018 Re^{0,8}$$

Po rozwinięciu tego równania do postaci:

$$\frac{ad}{\lambda} = 0,018 \left(\frac{wd}{\nu} \right)^{0,8} \quad (5)$$

i zastąpieniu:

$$\nu = \frac{\eta}{\rho_p} \quad \text{oraz} \quad D = \frac{4F}{l}$$

można wyznaczyć wydatek powietrza chłodzącego z równania (5), które można przedstawić następująco:

$$Nu = 0,018 \left(\frac{4wF\rho_p}{l\eta} \right)^{0,8} = 0,018 \left(\frac{4}{l\eta} G_p \right)^{0,8} \quad (5a)$$

W powyższych zależnościach:

η — współczynnik lepkości dynamicznej,

l — obwód kanałów przepływowych,

F — pole powierzchni kanałów przepływowych,

w — prędkość przepływu powietrza w kanałach,

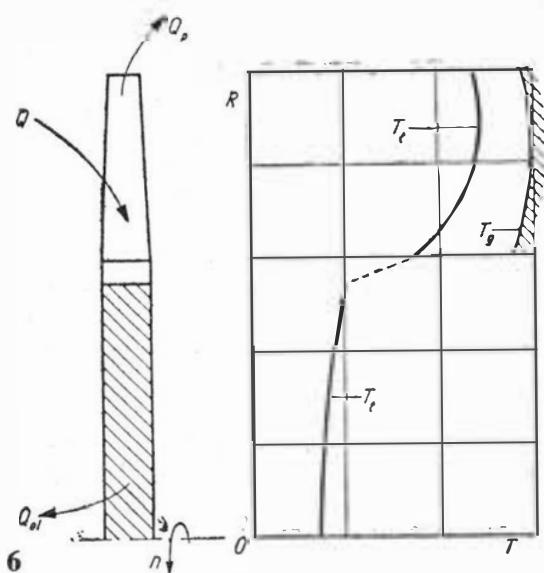
ρ_p — gęstość powietrza chłodzącego.

Bezpośrednie chłodzenie łopatek

Chłodzenie łopatek wirnikowych bezpośrednio strumieniem powietrza przepływającego przez kanały wewnętrzne wykonane wzdłuż ich piór (rys. 3) jest najbardziej racjonalnym rozwiązaniem konstrukcyj-

nym. Ten sposób chłodzenia łopatek umożliwi obniżenie temperatury materiału łopatek średnio o 200—300°C — w stosunku do łopatek niechłodzonych pracujących przy takiej samej temperaturze T_g — lub (co jest coraz powszechniej stosowane we współczesnych konstrukcjach — zwłaszcza w silnikach dwuprzepływowych) podwyższenie temperatury przed turbiną do wartości nawet rzędu 1250°C (np. silnik TF39 amerykańskiej firmy General Electric) zachowując temperaturę materiału łopatek na poziomie możliwym do przyjęcia ze względów wytrzymałościowych.

Bezpośrednie chłodzenie łopatek wirnikowych bardzo znacznie ogranicza dopływ ciepła do tarcz nośnych wirników, co nie powoduje istotnego wzrostu temperatury materiału tarcz, pozwalając jednocześnie na utrzymanie prawie stałej jej wartości wzdłuż promienia, co widoczne jest na rys. 6.



Bilans cieplny dla wirnika określają ogólne równania (4), jak dla poprzedniego przypadku, jednakże określenie wymaganego wydatku powietrza chłodzącego następczo szereg istotnych trudności z uwagi na zupełny brak w literaturze fachowej danych dotyczących wartości liczbowych współczynników niezbędnych do obliczeń. Z uwagi na różne kształty kanałów dla powietrza chłodzącego wzdłuż piór łopatek, różne grubości ścianek itd. informacje niezbędne do obliczeń można uzyskać za pomocą doświadczeń dokonanych na odpowiednim modelu bliskim kształtem i warunkami wymiany ciepła rzeczywistej konstrukcji.

★

Reasumując należy stwierdzić, że sposób odprowadzania ciepła od łopatek wirnikowych turbiny ma decydujący wpływ na obciążenie tarczy nośnej wirnika wynikające z gradientu temperatury wzdłuż promienia tarczy. W przypadku niechłodzonych łopatek wirnikowych przyrost naprężeń w tarczy nośnej wynikający z jej nierównomiernego nagrzania wzdłuż promienia jest porównywalny z naprężeniami od obciążeń siłowych — siłami odśrodkowymi wieńca łopatkowego i samej tarczy. Jednocześnie wzrost temperatury materiału tarczy zmniejsza wartość dopuszczalnych naprężeń.

Bezpośrednie odbieranie ciepła od łopatek wirnikowych strumieniem powietrza chłodzącego, czy to za pośrednictwem nóżek i zamków łopatek czy przez chłodzenie samych piór łopatek, wydatnie ogranicza dopływ ciepła do tarczy nośnej utrzymując jej temperaturę na poziomie możliwym do przyjęcia ze względów wytrzymałościowych i nie zmusza do stosowania chłodzenia tarczy. Wyeliminowanie konieczności chłodzenia tarczy wyraźnie zmniejsza gradient temperatury wzdłuż promienia i zmniejsza wywołany tym przyrost naprężeń.

Ostateczny efekt takich sposobów chłodzenia łopatek stanowi możliwość dopuszczenia większych wartości naprężeń w tarczy (niskie temperatury materiału) i zmniejszenie masy tarczy przez zmniejszenie jej grubości, a także uśrednienie jej grubości wzdłuż promienia z uwagi na zmniejszenie przyrostu naprężeń od nierównomiernego nagrzania.

Samo chłodzenie łopatek strumieniem powietrza przepływającego kanałami wewnętrznymi wzdłuż ich piór zmniejsza obciążenia wieńcowe tarczy (lżejsze łopatki), co także zmniejsza obciążenia tarcz i zezwala na dalsze zmniejszenie ich grubości.

Niezależnie od tego chłodzenie łopatek pozwala, przy stosowaniu materiałów konstrukcyjnych o właściwościach jak w łopatkach niechłodzonych, na podwyższenie temperatury przed turbiną.

Literatura

1. Lipka J.: *Wytrzymałość maszyn wirnikowych*, Warszawa, WNT 1967.
2. Otyś J., Szczeciński S.: *Profilowanie tarcz turbin gazowych*, „Biuletyn WAT” 1958 nr 9.
3. Ponomariow S. D. i inni: *Osnovy sowremennych metod rasczota na prochnost w maszynostrojenji*. Moskwa, Maszgit 1952.
4. Skubaczewski G. S.: *Awiacjonnyje gazoturbinnyje dwigateli*. Moskwa, Oborongiz 1955, 1965.
5. Sztoda A. W. i inni: *Konstrukcja awiacjonnych gazoturbinnych dwigatelej*. Moskwa, Oborongiz 1961.
6. Szczeciński S.: *Niektóre problemy zwiększania trwałości silników turbinowych*, „Technika Lotnicza i Astronautyczna” 1966 nr 9.
7. Ziricki G. S.: *Awiacjonnyje gazowyje turbiny*, Moskwa, Oborongiz 1956.
8. Ziricki G. S.: *Gazowyje turbiny awiacjonnych dwigatelej*. Moskwa, Oborongiz 1963.
9. Praca zbiorowa: *Teplotobmien i gidrodinamika*, Kijów, Izd. Ak. Nauk USSR 1956.

Dokończenie ze str. 10

Reasumując, należy stwierdzić, że w programach badań Księżyca i planet sond automatycznych nie można traktować jako urządzeń mających zastąpić wyprawy załogowe, lecz trzeba je uznać za urządzenia służące do przygotowania i ułatwienia późniejszych badań prowadzonych bezpośrednio przez ludzi. Dlatego uznanie, jak tego chcą niektórzy, ewentualnej załogowej wyprawy na Marsa za bezsensowną ze względu na związane z nią koszty i niebezpieczeństwa, nie byłoby słuszne; równie dobrze można by uznać za bezsensowne plany budowy, zarówno w USA jak i w ZSRR, załogowych stacji orbitalnych, gdyż znaczną część przeznaczonych dla nich zadań mogłyby wykonać stacje bezzałogowe.

W artykule przedstawiono przebieg prób korkociągów typowych i nietypowych, zagadnienie których one dotyczą oraz przeprowadzono analizę wyników prób.

BADANIE KORKOCIĄGU SAMOLOTU

Przepisy różnych krajów stawiają różne wymagania co do liczby demonstrowanych w czasie prób zwitek i rodzajów korkociągu. Jak wykazały doświadczenia z różnymi samolotami, te przepisy, które żądają zbyt małej liczby zwitek i tylko korkociągu prostego, są nieżyciowe.

Praktyka dyktuje konieczność przeprowadzania rozległego programu prób w każdym możliwym aspekcie, zarówno korkociągu prostego, jak i odwróconego, tym bardziej że według źródeł zagranicznych z powodu zwlekania z realizacją tego programu przez wiele lat stracono w tym okresie wiele cennych samolotów a te samoloty, które przypadkowo przetrwały stany zagrożenia, nie dostarczyły dostatecznych danych jako podstawy do zaleceń lub do interpretacji wypadków.

Jedynie próby prowadzone przez fachowy personel za pomocą odpowiedniej aparatury pomiarowej mogą pozwolić na realizację programu, mającego na celu znalezienie optymalnej metody wyprowadzania zarówno z rozwiniętego w pełni korkociągu prostego, jak i odwróconego.

Realizacja prób korkociągu

Oprócz przygotowania sprzętu, a więc samolotu i oprzyrządowania pomiarowego, próby wymagają odpowiedniego przygotowania pilota oraz ustalenia postępowania przy ich realizacji.

Przygotowanie pilota

Pilot przystępujący do prób korkociągu, oprócz kwalifikacji zawodowych i odpowiednich, a zarazem koniecznych predyspozycji psychicznych, powinien mieć świadomość tego, czego może spodziewać się w czasie korkociągu, oraz powinien być odporny fizycznie na trudne warunki, jakie zdarzają się w korkociągu. Ważne to jest tym bardziej, że pomijając już wartość wyników samych prób, odnotowano wiele powtarzających się wypadków z powodu niepełnego przygotowania pilota na wszelką ewentualność.

Z tego względu pilot powinien znać nie tylko poprawne metody reagowania w określonych warunkach, lecz również zdawać sobie sprawę z możliwości popełniania błędów czy to odruchowych, czy też z powodu błędnego rozeznania sytuacji.

Odporność fizyczną i psychiczną pilot uzyskuje, przy pewnym minimum cech wrodzonych, przez odpowiedni trening.

Najpowszechniej spotykanymi błędami przy wyprowadzaniu z korkociągu są:

- tylko częściowe wychylenie sterów na wyprowadzanie,
- niewystarczające długotrwałe utrzymywanie wychylenia sterów przy wyprowadzaniu,
- instyktowna tendencja wychylania drążka w przeciwną stronę do kierunku obrotu względem osi podłużnej (ω_x),
- przypadkowe i krótkotrwałe eksperymentowanie nietypowej procedury zamiast przestrzegania ustalonego optimum,
- zupełne pomylenie rodzaju i kierunku korkociągu, np. skutek powstania błędnych wrażeń wzrokowych przy przedłużających się korkociągach,
- jeszcze gdzieśgdzie pokutujące błędne przesvědzenie o skuteczności takich metod, przy wyprowadzeniu z korkociągu, jak np. „pompowanie” drążkiem i sterowanie silnikiem tam i z powrotem.

Znaczenie treningu pilota w korkociągach polega na tym, że:

- ćwiczenia silnie wzmagają odporność pilota na szkodliwe wpływy i poprawiają jego ogólną sprawność umysłową w trudnych warunkach,
- podczas wykonywania prób korkociągu pilot powinien mieć szczytową kondycję.

Do tego zaś, niezależnie od całego doświadczenia w wykonywaniu korkociągów, pilotowi niezbędny jest bieżący trening (np. według źródeł angielskich nie mniej niż 30 korkociągów w miesiącu poprzedzającym próby), a jeśli chodzi o orientację w czasie samego korkociągu pilot musi umieć korzystać ze wszystkich źródeł informacji dostępnych mu w korkociągu, a więc zarówno z obserwacji otoczenia zewnętrznego, jak i ze wskazań przyrządów pilotażowych, np. zakrętomierza i kulkowego wskaźnika ślizgu.

Konieczne jest właściwe przygotowanie miejsca pracy pilotowi, a więc:

- właściwe dopasowanie pozycji pedałów i fotela do wzrostu pilota,
- należyte umocowanie pilota przy ujemnych przeciążeniach w korkociągu odwróconym.

Oba te warunki są nieodzowne dla pełnego wychylenia steru kierunku, istotnego dla wyprowadzenia samolotu z korkociągu.

Postępowanie podczas prób korkociągu

Próby nietypowe korkociągu należy prowadzić systematycznie, zaczynając od ewolucji przygotowawczych, jak sprawdzenie charakterystyk przeciągnięcia, poprzez najprostsze rodzaje korkociągu, zwiększając w miarę zaawansowania prób stopień ich trud-

Podstawy teoretyczne analizy wyników prób korkociągu

ności. Zapewni to stopniowe przystosowanie się pilota i zachowanie odpowiedniego stopnia bezpieczeństwa samych prób. Kolejność realizacji korkociągów powinna być następująca:

- stopniowanie liczby zwitek od jednej z wyprowadzaniem metodą zalecaną,
- po ugruntowaniu w ten sposób podstaw, zwiększanie liczby zwitek do spodziewanego ustabilizowania się korkociągu na mniej więcej pionowym torze opadania (przeciętnie po 3—4 zwiłkach),
- jeżeli charakterystyki już się nie zmieniają, dalsze zwiększanie liczby zwitek dla samych zwitek nie ma sensu i jest to najodpowiedniejsza pora do rozpoczęcia eksperymentowania w sposób systematyczny, indywidualnego wpływu pozycji sterów na korkociąg i na charakterystyki wyprowadzania.

Przy takim eksperymentowaniu mogą wystąpić rozrzuty wyników, wymagające powtórzeń dla wyjaśnienia ich przyczyn (np. dużo napotkanych wyprowadzeń opóźnionych może mieć swe źródło w całkiem bezwiednym cofaniu steru kierunku z pozycji pełnego wychylenia).

Następne etapy to:

- eksperymentowanie nieprawidłowego użycia sterów i niestandardowych metod wyprowadzania w celu wywołania sytuacji poważnych, np. ewentualnego korkociągu przemiennego między odwróconym i prostym. Bez tego rodzaju eksperymentowania takie zachowanie samolotu może się nie zdarzyć,
- ocena, przy badaniu metod wprowadzania, prawdopodobieństwa przypadkowego wpadania w korkociąg przy wykonywaniu przez użytkowników samolotu takich figur i ewolucji, jak: beczki, manewry bojowe, źle wykonana pętla, przeciągnięcie w zakręcie oraz ślizgi na ogon w skrajnym przypadku.

Aby zaakcentować konieczność przeprowadzenia wliczonych badań, warto przytoczyć informację wg źródeł angielskich, że na manewr w krzywej pogoni i w pętli przypadło około $\frac{2}{3}$ wszystkich zgłoszonych poważniejszych wypadków w korkociągu samolotu „Hunter”.

Przystępując do realizacji prób korkociągu, warto również mieć na uwadze, że w przypadku samolotów odrzutowych lotki i ster wysokości w korkociągach muszą być sterowane bardzo starannie i w sposób, który może się zmieniać w zależności od typu samolotu. Np. dawna tradycyjnie ustalona standardowa metoda wyprowadzania, polegająca na „przecywnym korkociągowi wychyleniu steru kierunku i oddaniu drążka do przodu”, teraz jest raczej wyjątkiem, nie regułą.

Zagadnienia do wyjaśnienia i oceny podczas prób korkociągu

Prowadzone próby korkociągu muszą dotyczyć określonych zagadnień i dać odpowiedź na powstałe czy też istniejące problemy.

Przykładowe zestawienie tych zagadnień obejmujących etapy:

- przed wejściem w korkociąg,
 - w korkociągu prostym,
 - w korkociągu odwróconym,
 - podsumowanie wyników,
- przedstawiono obok w formie tabelarycznej.

Kolumna „OCENA” w tablicy symbolicznie wskazuje na potrzebę odpowiedzi na postawione zagadnienie.

Przy opracowywaniu wyników z prób korkociągu, a następnie i zaleceń dla pilotów, należy brać pod uwagę czynniki, które w decydujący sposób rzutują na charakterystykę samolotu w korkociągu.

Sprzężenie momentów podłużnych i bocznych

Ograniczenie się do rozpatrzenia tylko momentów podyktowane jest tym, że układ sił aerodynamicznych i masowych jest stosunkowo prosty i ma niewielki wpływ na korkociąg.

Natomiast układ momentów aerodynamicznych i giroskopowych, szczególnie względem osi odchylenia (Z) jest krytyczny i determinuje charakter korkociągu.

Ponieważ momenty działające względem jednej osi wywierają wpływ na momenty względem osi pozostałych i odwrotnie, zjawisko takie nosi nazwę sprzężenia.

Sprzężenia aerodynamiczne są zależne od układu i kształtu aerodynamicznego samolotu oraz stanu lotu. Bywa np., że przy małym kącie ślizgu powstaje dodatkowy moment pochylający (nurkujący), natomiast przy dużym kącie ślizgu — dodatkowy moment zadzierający.

Odwrotnie — momenty przechylające i odchyłające zależą od kąta natarcia, np. przy skrzydłach skośnych na dużych kątach natarcia α występuje asymetryczne oderwanie strug na końcu skrzydła.

Istnieje również kinetyczne sprzężenie kątów natarcia i ślizgu (α i β) z obrotem samolotu. Np. rozpoczęty z prędkością ω_{ox_1} obrót dokoła podłużnej osi samolotu daje zmiany kątów zarówno α jak i β , a więc i odpowiednich momentów M_y i M_z z tym, że następuje tu zmiana cykliczna przy obrocie co 360° .

Podobna cykliczność występuje przy obrocie dokoła osi Z_1 . Należy pamiętać, że na przebieg ruchu ma wpływ i stopień stateczności bocznej samolotu i sama wartość prędkości kątowej ω_x . Rozróżnia się przy tym trzy przypadki:

- 1) dla samolotu nieskończonego statecznego środek ciężkości poruszałby się prostoliniowo, a oś obrotu x_1 zataczałaby stożek,
- 2) dla samolotu niestatecznego (neutralnego) — obrót odbywałby się dokoła osi przemieszczającej się równoległe do swej pierwotnej pozycji,
- 3) w przypadku samolotu statecznego w stopniu skończonym — obrót odbywa się dokoła osi $O\xi$ nie pokrywającej się ani z osią x_1 , ani z wektorem prędkości V . Natomiast od zmian α i β pojawiają się momenty aerodynamiczne odchyłające oś podłużną samolotu od jej pozycji wyjściowej z tym, że im samolot stateczniejszy tym kąty α i β będą bliższe wartościom wyjściowym. Zależy to jednak od bezwzględnej wartości prędkości kątowej obrotu dokoła wektora toru lotu ω_x . Dla dużych wartości ω_x momenty aerodynamiczne nie zdążą korygować wartości α i β i obrót będzie odbywał się dokoła osi podłużnej samolotu X_1 .

Sprzężenia momentów giroskopowych zależne od rozłożenia mas wzdłuż ka-

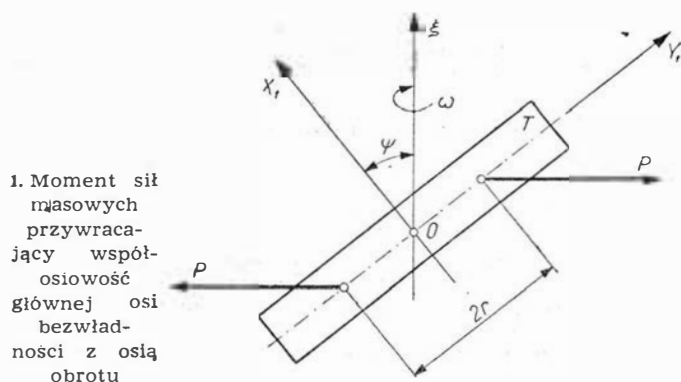
Tablica

Lp.	Zagadnienie	Ocena
	Etap poprzedzający wejście w korkociąg	
1	Charakterystyka przeciągnięcia	
2	Ostrzeżenie uprzedzające	
3	Odporność na przypadkowe wejście w korkociąg: 1) w przeciągnięciu statycznym i ewentualne okoliczności sprzyjające wejściu, 2) prawdopodobieństwo korkociągu w czasie wykonywania manewrów bojowych, np. na krzywej pościgu, w pętli itp.	
	Korkociąg prosty (normalny)	
4	Metoda wprowadzania w zamierzony korkociąg, np. w celu demonstrowania korkociągu prostego a) działanie sterami b) przeciwwskazanie dla uniknięcia błędów mających prowadzić do sytuacji niezamierzonych, np. w skrajnym przypadku wejście w korkociąg odwrócony lub przemienny c) pozycja sterów w korkociągu (zamierzonym) w celu uzyskania spokojnego, nieuciążliwego dla pilota przebiegu korkociągu d) wpływ wychylania na dalszy przebieg korkociągu przy pozostałych sterach w pozycji korkociągowej: – lotek – steru wysokości – steru kierunku	
5	Metoda wyprowadzania z demonstrowanego korkociągu prostego: a) działanie sterami (kolejność i stopień wychylenia) b) przeciwwskazania dla uniknięcia utrudnionego wyjścia z korkociągu (np. wpływ pozycji lotek przy wyprowadzaniu) c) efekt puszczenia sterów (w korkociągu prostym)	
6	Efekt użycia lotek w korkociągu: – w neutrum – w stronę korkociągu – przeciw korkociągowi w przypadkach a) $I_y > I_x$ b) $I_y \leq I_x$	
7	Efekt użycia steru kierunku: a) $I_y > I_x$ b) $I_y \leq I_x$	
8	Efekt użycia steru wysokości (neutrum, przed neutrum, ściągnięty): a) $I_y > I_x$ b) $I_y \leq I_x$ Korkociąg odwrócony	
9	Możliwość rozpoznania przez pilota korkociągu odwróconego: a) wg przyspieszenia normalnego i co może rozeznanie utrudniać	

Lp.	Zagadnienie	Ocena
	b) wg kierunków obrotu dookoła x i z (w odwróconym przeciwnie sobie): – dookoła której osi obrót dominuje i jaka jest pozycja samolotu w korkociągu (płaska czy stroma), gdyż od tego zależy poprawne działanie sterem kierunku – czy istnieją przesłanki do straty orientacji przez pilota – lub raczej nierozpoznania dającej się przewidzieć sytuacji – wskazówki ułatwiające rozeznanie korkociągu odwróconego (wrażenia wzrokowe, przyrządy – wskaźnik ślizgu i zakrętu)	
10	Metody (i okoliczności) wprowadzania (wejścia) samolotu w korkociąg odwrócony: – możliwość statycznego przeciągnięcia ujemnego przez oddanie drążka i uzyskanie w klasyczny sposób korkociągu odwróconego (skuteczność steru wysokości) – dynamicznie: w nieprawidłowej pętli (na za małej prędkości), w przeciągniętym zakręcie, w nieudanym wprowadzeniu do korkociągu prostego – w wymuszonych obrotach samolotu dookoła osi podłużnej (np. podczas obrotów z pełnym wychyleniem lotek znaczne ściągnięcie drążka na siebie)	
11	Zachowanie się samolotu w korkociągu odwróconym – kierunki sił na sterownikach (zwłaszcza sterze kierunkowym) – pozycje sterów (zwłaszcza lotek) potrzebne do podtrzymania korkociągu odwróconego – przebieg ruchu samolotu na zakrzywionym balistycznie odcinku toru lotu (czy są oscylacje) – przebieg ruchu na stromym odcinku toru lotu (po ilu zwitkach) – wartości i zwroty obciążeń normalnych – wpływ zmiany pozycji drążka w kierunku podłużnym – możliwość rozeznania rodzaju korkociągu i według czego – ogólne doznawane wrażenie (znośne, uciążliwe itp.)	
12	Metody wyprowadzania z korkociągu odwróconego: – działanie sterami (kolejność i obszerność wychylenia sterów) – reagowanie samolotu na działanie normalne i ewentualne działanie uzupełniające i możliwe następstwa, – możliwość samoczynnego (przy wyprowadzaniu) zaistnienia korkociągu przemiennego między prostym i odwróconym – ewentualne konsekwencje puszczenia sterów w korkociągu przemiennym (w przypadku ewentualnej tendencji wciskania steru kierunku w pozycję prokorkociągową)	
13	Względna skuteczność i indywidualny wpływ poszczególnych sterów w korkociągu odwróconym – ster kierunku (siły) – lotki – ster wysokości (pozycja i efekt)	
14	Stopień trudności wprowadzenia i wyprowadzenia z korkociągu odwróconego w miarę jego długotrwałości	
15	Charakterystyka przeciągnięcia w pionie i sposoby wyjścia z zaistniałej sytuacji bez wejścia w korkociąg	
16	Działanie sterami w przypadku zaistnienia nienormalnych ewolucji i uniwersalny tok postępowania	
17	Podsumowanie wyników	
18	Określenie optymalnej akcji wyprowadzenia z korkociągu: – prostego – odwróconego	
19	Zalecenia dotyczące zapobiegania przypadkowemu wejściu w korkociąg i działań korygujących	

dłuba i skrzydeł. Istotne dla korkociągu są momenty odchylające oś podłużną samolotu (obrót dokoła osi Z). Rozpatrzmy mechanizm powstawania i działania momentów giroskopowych względem osi Z. Moment giroskopowy zależy zarówno od momentu bezwładności masy, jak i od prędkości kątowej, zostanie więc rozpatrzony układ tych czynników.

Na wstępie należy przypomnieć, że ruch obrotowy jest stateczny, jeśli bryła wiruje dokoła głównej osi bezwładności, dla której moment bezwładności masy jest maksymalny. Wtedy każdemu odchyleniu osi bezwładności od osi obrotu towarzyszy powstawanie momentu sił przywracającego współosiowość tych osi. Ilustruje to schemat przedstawiony na rysunku 1, gdzie tarcza T obraca się z prędkością kątową



1. Moment sił masowych przywracający współosiowość głównej osi bezwładności z osią obrotu

ω , przy czym kąt między główną osią bezwładności X_1 a wektorem ω wynosi ψ . Siły masowe w tym przypadku wytwarzają moment $M = P \cdot 2r \sin \psi$ dążący do przywrócenia współosiowości.

Przywracający współosiowość w płaszczyźnie $X_1 Y_1$ moment sił działa względem prostopadłej do tej płaszczyzny osi Z_1 , a jego wartość liczbowa, jak wynika z prostego całkowania momentów od elementarnych sił masowych, wynosi:

$$M_z = I_x \cdot \omega_x \cdot \omega_y$$

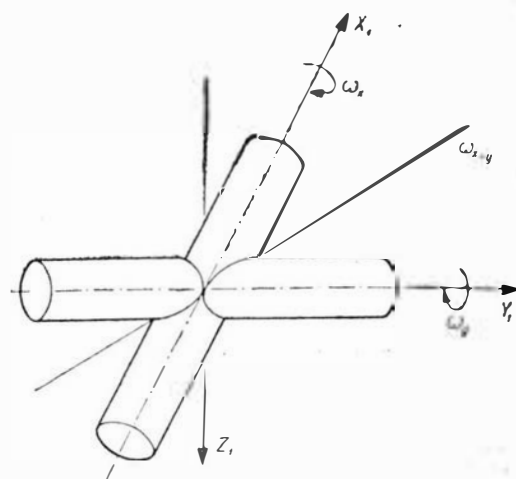
gdzie:

I_x — moment bezwładności masy względem głównej osi bezwładności X_1 ,

ω_x i ω_y — składowe prędkości kątowej ω odpowiednio względem osi X_1 i Y_1 .

Realny samolot w uproszczeniu można wyobrazić sobie jako masy rozłożone wzdłuż osi podłużnej X_1 oraz osi poprzecznej Y_1 (rys. 2). Dla mas rozłożonych wzdłuż kadłuba osi X_1 , głównym maksymalnym momentem bezwładności będzie moment bezwładności I_y względem osi poprzecznej Y_1 . Odwrotnie, dla mas rozłożonych wzdłuż skrzydła głównym maksymalnym momentem bezwładności będzie moment bezwładności I_x względem osi podłużnej X_1 .

Dla przedstawionych na rys. 2 warunków powstaną dwa przeciwstawne sobie momenty sił „przywracające” współosiowość osi obrotu i omówionych głównych osi bezwładności wyodrębnionych umownie mas. Oba te momenty będą działały względem osi Z_1 . Zgodnie z umową co do znaków (dodatni, jeśli obrót

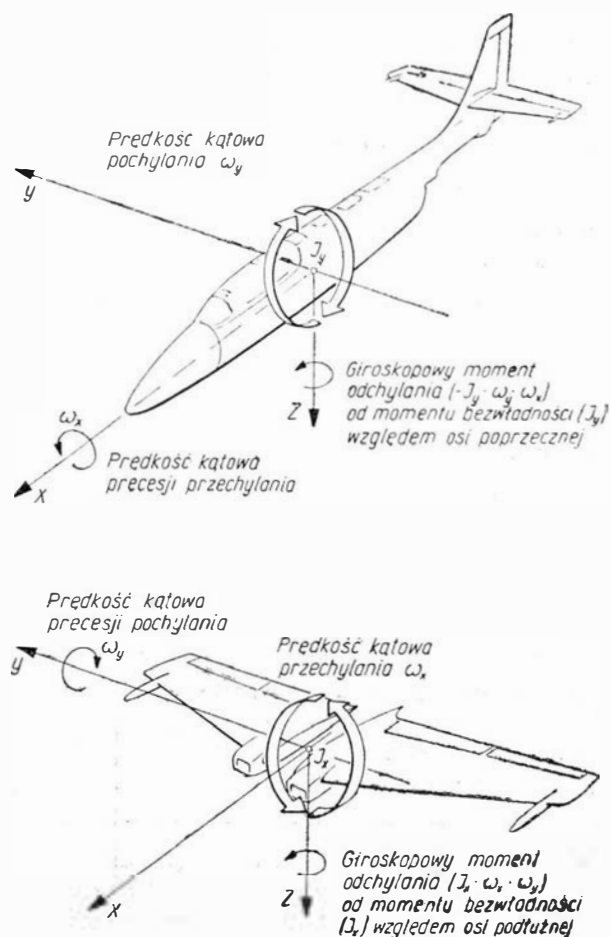


2. Powstawanie wypadkowego momentu sił masowych względem osi Z_1

odbywa się zgodnie z ruchem wskazówek zegara dla patrzącego w kierunku dodatniego zwrotu osi odniesienia) jeden z momentów będzie dodatni, drugi — ujemny. Dla zależności z rys. 2 dodatni będzie moment od sił bezwładności mas rozłożonych wzdłuż osi Y_1 , a więc moment $= I_x \cdot \omega_x \cdot \omega_y$, zaś ujemny — moment od mas rozłożonych wzdłuż osi X_1 , wynoszący $I_y \cdot \omega_x \cdot \omega_y$. Wobec tego wypadkowy moment sił masowych względem osi Z_1 , będzie równy:

$$M_z = (I_x - I_y) \omega_x \cdot \omega_y$$

Znak momentu wypadkowego dla warunków z rys. 2 będzie zależał od tego, który z momentów bezwładności będzie większy: I_x czy I_y . Dla dowolnych, możliwych w korkociągu warunków o ostatecznym znaku momentu M_z decydują również znaki składowych ω_x i ω_y .



3. Powstawanie giroskopowego momentu odchylenia

Znając jednak kierunek i zwrot wektora prędkości kątovej ω w płaszczyźnie $X_1 Y_1$ (o składowych ω_x i ω_y) można określić znaki składowych „przywracającego” współosiowość momentu sił masowych, a także momentu wypadkowego ($I_x - I_y$) $\omega_x \cdot \omega_y$, jeśli znany będzie stosunek I_x/I_y , a więc stosunek rozkładu mas wzdłuż skrzydeł i wzdłuż kadłuba.

Znak tego momentu giroskopowego, bo tak go można już nazwać, decyduje o tym w konkretnych warunkach korkociągu, czy kąt ślizgu będzie malał czy wzrastał. A to ma z kolei decydujący wpływ na wyprowadzanie z korkociągu.

Rysunek 3 przedstawia, już w aspekcie ściśle lotniczym, podsumowanie przeprowadzonych uprzednio rozważań na temat powstawania giroskopowego momentu odchylenia. Wypadkowe momenty, giroskopowe przechylenie (względem osi X_1) i pochylanie (względem osi Y_1) mogą być wyprowadzone podobnie.

Sprężenia momentów giroskopowych zależne od wirnika silnika, obracającego się dokoła osi X_1 . Daje to sprężenie momentów podłużnego z kierunkowym. Zależnie od kierunku obrotu wirnika momenty giroskopowe mogą być ustateczniające (zmniejszające kąt ślizgu) lub destabilizujące. Wartość liczbowa takiego momentu oblicza się ze wzoru:

$$M_{z_{wtr}} = I_{wtr} \cdot \omega_{wtr} \cdot \omega_y$$

Wpływ sprężenia ruchów na zachowanie się samolotu i własności pilotażowe

Sprężenia pochodzące od obrotu dokoła osi X z prędkością kątową ω_x przejawiają się, w zależności od kąta natarcia skrzydła, w następujący sposób:

— na dodatnim kącie natarcia wychylenie lotek wskutek różnicy ich oporu daje, przy obrocie ω_x , ślizg na skrzydło opadające. Ślizg ten przeciwdziała obrotowi,

— na ujemnym kącie natarcia wpływ wychylenia lotek jest przeciwny, gdyż ślizg, tym razem na skrzydło wznoszące się, wznaga obrót pochodzący od lotek.

Obrót wypadkowy dokoła wektora prędkości V daje również sprężenie bezwładnościowe. Powstają momenty od sił bezwładności powiększające kąt natarcia, a więc działające destabilizująco.

W takich przypadkach pilotaż komplikuje się, gdyż charakter działania sterów jest nie taki, do jakiego przyzwyczał się pilot, a często nawet powstaje odwrotne działanie sterów. Np. próba przeciwdziałania przez pilota narastaniu ujemnego obciążenia normalnego przez ściąganie drążka na siebie, z reguły sprzyja tylko wzmoczeniu ruchu obrotowego i jeszcze intensywniejszemu wzrostowi obciążenia.

Praktycznie, w przypadku bezwładnościowego sprężenia dla wyprowadzenia samolotu trzeba ustawić stery w neutrum. Na przeszkodzie temu mogą stać duże obciążenia działające na pilota lub siły na sterownicach, szczególnie przy dużych liczbach Ma lub dużych prędkościach przyrządowych na małych wysokościach. Toteż dla samolotów, na których możliwe jest gwałtowne występowanie sprężenia podłużno-bocznego, opracowuje się odpowiednie metody pilotażu. Duże usługi daje tu opracowanie metody wyprowadzania na urządzeniach modelujących, sprawnie

dzanej następnie w locie. Do wystąpienia sprężenia bezwładnościowego można nie dopuścić, jeśli pilot w porę spostrzeże objawy i przedsięwzięcie odpowiednią przeciwwagę. Objawami wystąpienia sprężenia bezwładnościowego są:

- intensywne narastanie przeciążenia, nie odpowiadające wg oceny pilota pozycji samolotu, stanowi lotu ani pozycji sterów,
- szybkie narastanie prędkości kątovej ω_x niewspółmierne wychyleniu lotek w wyjściowym stanie lotu, dalej, na samolotach bez wzmacniaczy w układzie steru kierunku,
- samoczynne wychylenie pedałów i nieoczekiwany, niezwykle wzrost sił na nich itp.

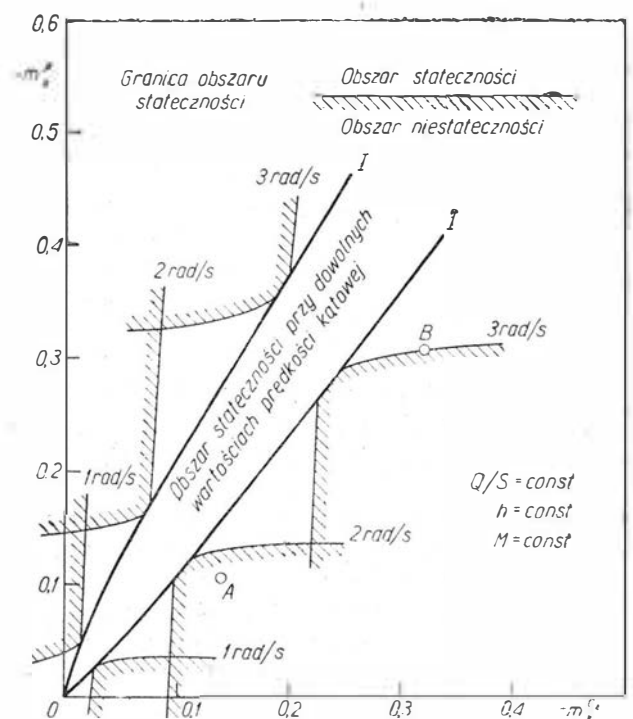
Zauważenie w porę tych oznak i energicznym ruchem jednocześnie wychylenie steru kierunku i lotek do pozycji neutralnej, skutecznie zapobiega wyjściu samolotu w stan sprężenia. W przeciwnym razie, tzn. przy nieprawidłowym, nieprecyzyjnym lub nie w porę działaniu pilota sterami możliwe jest pełne rozwinięcie stanu lotu, w wyniku którego samolot może osiągnąć stany krytyczne, np. zwalenie się lub przekroczenie maksymalnie dopuszczalnego obciążenia $n_{z \max}$.

Z analizy teoretycznej wynika, że dla $Q/S = \text{const}$, $h = \text{const}$ i $Ma = \text{const}$ niebezpieczeństwo niekorzystnego sprężenia ruchów podłużnego i bocznego (niebezpieczeństwo utraty stateczności) głównie zależy od trzech czynników:

- stopnia statycznej stateczności podłużnej m_y^{cz}
- stopnia statycznej stateczności bocznej m_z^2
- prędkości kątovej samolotu.

Rysunek 4 poglądowo przedstawia z tego punktu widzenia granice stateczności w krytycznych warunkach lotu.

Z wykresu widać, że „korytarz” utworzony przez obwiednie rodziny hiperbol będących granicami obszaru stateczności, uzyskanymi przy różnych wartościach prędkości kątowych samolotu, rozszerza się przy wzroście prędkości kątovej ω_x .



4. Granice stateczności ruchu obracającego się samolotu

Jeśli reprezentatywny punkt o współrzędnych $(|M_y^{\alpha}, |M_z^{\beta})$ znajduje się wewnątrz wspomnianego korytarza, samolot przy odpowiadającym tym warunkom stanie lotu będzie stateczny podczas obrotu dookoła osi podłużnej przy dowolnych wartościach prędkości kątowej. Jeżeli reprezentatywny punkt znajdzie się na zewnątrz korytarza, to przy pewnych wartościach prędkości kątowej ω_x samolot utraci stateczność. Np. dla punktu *A*, znajdującego się w obszarze objętym granicą stateczności, odpowiadającą prędkości kątowej samolotu 2 [$^{\text{rad}}/\text{s}$] samolot utraci stateczność przy osiągnięciu prędkości kątowej ω_x nieco mniejszej od 2 [$^{\text{rad}}/\text{s}$]. Podobnie dla punktu *B* samolot będzie zachowywał stateczność przy prędkościach kątowych ω_x mniejszych od 3 [$^{\text{rad}}/\text{s}$].

Uwagi ogólne dotyczące korkociągu

Omówione wyżej sprzężenia oraz inne czynniki, jak autorotacja skrzydła, autorotacja pochodząca od kadłuba, autorotacja od sił aerobezwładności w zależności od ich wzajemnej proporcji i natężenia nadają różny charakter korkociągom i rzutują na sposoby wyprowadzania. W zależności od tego dokonano klasyfikacji korkociągów.

Przeważnie grupuje się korkociągi z punktu widzenia metod wyprowadzania (dla danej grupy stosuje się tę samą metodę pilotażową wyprowadzania).

Poza tym korkociągi podzielono na kategorie:

- korkociąg prosty (normalny),
 - korkociąg odwrócony,
- przy czym każda z tych kategorii obejmuje dwie zasadnicze grupy:
- korkociągi stateczne,
 - korkociągi niestateczne.

Każdy korkociąg ma swoją fazę niustaloną i ustaloną. Dla każdej z tych faz istnieją czynniki determinujące przebieg korkociągu.

W fazie niustalonej czynnikami wpływającymi na charakter i zmianę kątów natarcia i ślizgu (α i β) w ciągu jednej zwiłki korkociągu są:

- wychylenie sterów,
- moment giroskopowy silnika,
- kątowe ustawienie osi obrotu względem wektora prędkości,
- destabilizujący moment od sił bezwładności,
- ustateczniający moment sił aerodynamicznych.

Na przejściowym odcinku korkociągu, oprócz wyżej wymienionych uproszczonych czynników, działają liczne inne komplikujące nierównomierność ruchu samolotu, np. nieliniowość współczynników aerodynamicznych na za krytycznych kątach natarcia. Również im większy jest stosunek prędkości kątowych $(\omega_x) : (\omega_z)$, tym oś obrotu leży bliżej osi podłużnej samolotu i tym większa jest nierównomierność ruchu i wahań samolotu, tak charakterystyczne na przejściowym odcinku korkociągu.

Pod koniec przejściowego odcinka korkociągu już nie można przyjąć, że oś obrotu pokrywa się lub jest bliska osi podłużnej samolotu. W pionowym odcinku korkociągu samolot obraca się dookoła osi pokrywającej się z wektorem prędkości V , a więc pionowej. Zbliżenie osi obrotu do wektora prędkości prowadzi do zmniejszenia nierównomierności ruchu i wahań samolotu.

Istnieją wyraźne różnice w charakterystykach korkociągu samolotów poddźwiękowych i naddźwiękowych wynikające z różnic w układzie aerodynamicznym, konstrukcyjnym i ciężarowym. Wskutek wzrostu rozkładu mas wzdłuż osi podłużnej i wzrostu długości kadłuba samolotów naddźwiękowych, co zwiększa aerodynamiczny moment tłumiący od samego kadłuba i usterzenia pionowego, ich prędkość kątowa korkociągu jest mniejsza niż samolotów poddźwiękowych. Natomiast średni kąt natarcia w korkociągu samolotów naddźwiękowych jest znacznie większy, dzięki większemu momentowi od sił odśrodkowych mas rozłożonych wzdłuż kadłuba i większym kątom krytycznym i wynosi około $45\text{--}50^\circ$, przy $28\text{--}35^\circ$ dla samolotów poddźwiękowych. Należy również pamiętać, że nawet na tym samym samolocie, w zależności od wielu czynników, mogą mieć miejsce różnorakie korkociągi.

Istnieje również wzajemny wpływ korkociągu na pracę silnika oraz pracy silnika na korkociąg.

Jeśli chodzi o wpływ korkociągu na pracę silnika, zwłaszcza z czuymi na nierównomierny rozkład ciśnień na wlocie sprężarkami osiowymi, to jest on bardzo duży i wymaga dodatkowej uwagi pilota. Mogą tu bowiem wystąpić dwa rodzaje przypadków:

- albo silnik gaśnie bez dalszych konsekwencji,
- albo wpada w pompaż z możliwością wzrostu temperatury i przegrzania silnika.

Z drugiej strony wpływ pracy silnika na charakterystykę korkociągu przy silnikach turboodrzutowych jest znacznie mniejszy niż przy silnikach tłokowych. Wchodzi tu w rachubę moment giroskopowy powodujący, że przy lewym obrocie silnika (przeciwny obrót do wskazówek zegara dla patrzącego w kierunku lotu) w korkociągu lewym wahań kierunkowe (ω_z) i wahań boczne (n_y) są znacznie większe niż w korkociągu prawym.

Również nie bez wpływu jest wysokość, na której korkociąg się odbywa. Z wysokością wzrastają znacznie niestateczność i nierównomierność ruchu. Wzrastają również wahań i utrata wysokości w korkociągu. Wzrasta różnica między korkociągiem lewym i prawym. Te nierównomierności utrudniają orientację pilotowi. Wzrost wahań podłużnych i zmniejszenie stateczności ruchu na większych wysokościach zwiększa tendencję do samoczynnego przechodzenia korkociągu normalnego w odwrócony i z powrotem przy sterach w wyjściowej pozycji „do korkociągu”. Wszystkie te zjawiska powstają dzięki nie tyle spadkowi gęstości powietrza, co zmianie liczb Ma , Re itp., pociągającej za sobą nieliniowość parametrów aerodynamicznych w funkcjach α i β . Sprzyja temu także spadek tłumienia i względny wzrost momentów od sił bezwładności, szczególnie względem osi normalnej i poprzecznej.

Literatura

1. Merewether H.C.H.: *Erect and inverted spinning with particular reference to the Hunter*, IRAS 1965 Dec.
2. Kotik M.G.: *Kriticzeskije režimy swierchzrukowego samolota*, Izdatelstwo „Maszinstrojenie”, Moskwa 1967.
3. Kotik M.G., Pawłow A.W., Paszkowskij I.M., Szczitajew N.G.: *Lotnyje ispytania samolotow*, Izdatelstwo „Maszinstrojenie”, Moskwa 1968.

POTRZEBA TEORII EKSPLOATACJI

Autor przedstawia kilka uwag dotyczących potrzeby stworzenia nowej nauki — teorii eksploatacji. Na zakończenie podaje trzy argumenty uzasadniające potrzebę teorii eksploatacji.

Wiele ostatnio pisze się na temat „człowiek i technika”. Różni autorzy najczęściej porównują możliwości człowieka z możliwościami techniki. Jedni maszynę widzą jako kopię człowieka, inni zaś odwrotnie — człowieka chcą widzieć jako kopię maszyny. Ale jedni i drudzy widzą zarówno podobieństwo, jak również różnice w działaniu tych dwóch obiektów rzeczywistości.

Niezależnie jednak od wspaniałych sukcesów, jakie w przyszłości mogą być udziałem techniki, działań świadomie może tylko człowiek i on pozostanie podmiotem tego działania.

Stary podział na nauki techniczne i humanistyczne zaciera się, gdyż powstaje wiele nauk na ich pograniczu. Problem „człowiek i technika” jest jednym z najważniejszych problemów współczesnej nauki. Rozwiązanie go możliwe jest tylko na drodze współpracy inżynierów, psychologów, fizjologów, matematyków oraz przedstawicieli wielu innych dyscyplin naukowych, konieczne jest bowiem podjęcie badań kompleksowych.

Bogactwo techniki przejawia się w nieskończonym zbiorze najrozmaitszych urządzeń*. Każde z nich do czegoś służy człowiekowi. Jednakże tylko wtedy może ono być mu pomocne, jeśli zostanie świadomie wykorzystane.

Za typową w naszych czasach można uznać sytuację, że ten, który urządzenie projektuje, najczęściej nie jest jego technikiem ani też eksploatorem. Widzimy tutaj przejaw społecznego podziału pracy między projektantem, technikiem i eksploatorem. Specjalizacja ta, konieczna ze względu na złożoność techniki, najczęściej prowadzi do stwarzania sztucznych barier, których w naturze przecież nie ma. A wtedy łatwo ulec już przekonaniu, że właściwie konstruktor przewidział wszystko w projektowanym urządzeniu i, jeśli tylko technolog dopełni swego, to eksploatorowi niewiele zostało do roboty.

Tymczasem praktyka eksploatacyjna, szczególnie dziś, kiedy urządzenia stają się coraz bardziej złożone (np. samoloty), domaga się pewnych **uogólnień teoretycznych**. Właściwie takich samych uogólnień, jakimi posługuje się konstruktor i technolog w swojej praktyce.

Przecież kiedyś był okres (np. za czasów Cesarstwa Rzymskiego), że konstruktor projektował takie urządzenia, jak mosty, akwedukty i inne budowle, nie dysponując właściwie żadną teorią. Trzeba było kilkanaście wieków poczekać, aby rozwój nauk przyrodniczych, a przede wszystkim fizyki, stworzył podstawy do uogólnień przydatnych w teorii konstrukcji danego typu urządzenia (np. mechanika teoretyczna, termodynamika, aerodynamika i inne).

To samo dotyczy również technologii. Trudno wyobrazić sobie dziś technologa, który nie znałby metaloznawstwa. A był przecież okres, w którym nauka o sposobach obróbki różnych materiałów po prostu nie istniała. Nauka ta powstawała przez długie wieki,

od epoki kamienia łupanego przez epokę brązu, żelaza, stali, aż po epokę węglików spiekanych i mas plastycznych.

Widzimy więc, że eksploator urządzenia słusznie domaga się nauki o eksploatacji. Zbyt wiele nas kosztuje lekceważenie tego postulatu. Na nic bowiem zda się wszystko, co dobrego zrobią dla urządzenia konstruktor i technolog, jeśli eksploator niewłaściwie je wykorzystasz. Interes społeczny wymaga, aby cała ta trójka, która między siebie podzieliła pracę, działała ekonomicznie. I dobrobyt kraju, to nie tylko najbardziej nowoczesna technika czy też najbardziej nowoczesna technologia, ale to także **nowoczesna eksploatacja**.

A o eksploatacji najczęściej się zapomina. Zapewne odgrywają tu rolę przyzwyczajenia wielu ludzi, którzy uważają, że eksploatorowi wystarczy dobra znajomość konstrukcji i technologii urządzenia, poparta co najwyżej studium instrukcji eksploatacji. Zgodnie z tym programuje się studia na wyższych uczelniach technicznych przygotowujące przede wszystkim konstruktorów i technologów.

Ale jeśli teraz uwzględnić, że dany inżynier bądź technik nie jest ani technikiem, ani też konstruktorem urządzenia, lecz wykorzystuje je do realizacji określonego celu, którym może być nawet wyprodukowanie innego urządzenia, to czy istotnie nie potrzeba mu pewnego ogólnego przygotowania eksploatacyjnego? Czy ucząc go eksploatacji pewnych wybranych urządzeń (np. na końcowych semestrach studiów) dostarcza mu się wszystkich uogólnień potrzebnych w przyszłej pracy z dowolnymi urządzeniami? Najczęściej panuje tu przekonanie, że eksploatacji trzeba samemu się uczyć. Ale przecież taki sam postulat można wygłosić pod adresem konstrukcji i technologii urządzenia.

Reasumując, możemy wymienić trzy argumenty przemawiające za potrzebą teorii eksploatacji:

- wyspecjalizowany konstruktor i technolog nie dostrzegają w pełni złożonych problemów eksploatacji urządzeń
- zgodnie z zasadą ekonomiczności działań należy ekonomicznie konstruować, wytwarzać i eksploatować urządzenie
- eksploatora urządzenia nie wykształci się ucząc go tylko konstrukcji i technologii, gdyż w jego przygotowaniu istotną rolę powinna odegrać znajomość teorii eksploatacji.

O słuszności tej argumentacji oraz o rzeczywistym społecznym zapotrzebowaniu na teorię eksploatacji niech świadczą próby jej formułowania, czynione niezależnie w różnych zakątkach naszego kraju. Próby takie podejmowane są zarówno przez ośrodki wojskowe jak i cywilne. Wszędzie tam, gdzie istnieje problem wykorzystania dużej liczby bardzo złożonych urządzeń, istnieje **problem teorii eksploatacji**. Wyniki sporadyczne potrzeby (np. napisanie instrukcji eksploatacji urządzenia bądź też zorganizowania sieci warsztatów naprawczych) łąta się często niekompetentnie, a robi się tak tylko dlatego, że nie ma dostatecznie rozwiniętej nauki, która zaspokajałaby potrzeby w tym zakresie. Naukę taką należy więc tworzyć.

* Termin „urządzenie” rozumie się tu bardzo szeroko, jest nim zarówno narzędzie, maszyna, automat, jak również budynek, książka, a nawet ubranie.

UWAGI O KOLIZJI W RUCHU LOTNICZYM

W artykule omówione są metody probabilistyczne, stosowane do rozwiązywania praktycznych problemów nawigacji i ruchu lotniczego, które należałoby rozpowszechnić wśród technicznych pracowników lotnictwa, kontrolerów ruchu lotniczego i personelu latającego. Pozwoli to na zlikwidowanie sytuacji kolizyjnych w ruchu lotniczym.

Nie trzeba nikogo przekonywać, że kolizja w ruchu lotniczym jest najpoważniejszym rodzajem wypadku lotniczego. Kolizje mogą powstawać w różnych sytuacjach. Zderzenie statku powietrznego z przeszkodą naziemną przy podchodzeniu do lądowania jest przykładem najczęściej występujących kolizji. Najgroźniejsze jednak jest zderzenie się dwóch statków powietrznych w czasie lotu, zwłaszcza gdy w kolizji biorą udział samoloty komunikacyjne. Według danych Federal Aviation Agency (FAA) w Stanach Zjednoczonych AP w czasie od 1938 do 1966 roku zarejestrowano 34 zderzenia powietrzne samolotów komunikacyjnych, z czego 6 pomiędzy samolotami komunikacyjnymi, 8 między samolotami komunikacyjnymi i wojskowymi oraz 20 między samolotami komunikacyjnymi a samolotami tzw. małego lotnictwa. Wynosi to średnio powyżej 1 katastrofa na rok. Niestety, wg danych ICAO wskaźnik ten nie ma tendencji zniżkowych. W polskiej przestrzeni powietrznej rejestrowane były zderzenia między statkami powietrznymi w locie, chociaż, jak dotąd, nie zdarzyła się kolizja, w której uczestniczyłyby samoloty komunikacyjne. Były natomiast notowane niebezpieczne sytuacje w ruchu lotniczym, w czasie których 2 samoloty komunikacyjne spotkały się na tej samej wysokości lecąc naprzeciw siebie.

Problem zabezpieczenia się przed możliwościami powstawania kolizji powietrznych nie jest prosty z teoretycznego punktu widzenia, jak również z uwagi na praktyczne środki profilaktyczne. Wiele prac badawczych oraz projekty urzędów antykolizyjnych prowadzą naukowe ośrodki lotnicze za granicą. Dużo uwagi temu zagadnieniu poświęcają międzynarodowe organizacje lotnicze i stowarzyszenia ICAO, IATA, IFATCA, IFALPA, których prace należałoby polecać do studiów w jednostkach organizacyjnych polskiego lotnictwa cywilnego i wojskowego.

Niniejszy artykuł jest próbą zasygnalizowania problemu kolizji samolotów lecących po drogach lotniczych na sąsiednich poziomach z uwzględnieniem najbardziej słusznego w tym przypadku — rozumowania probabilistycznego.

Niektóre pojęcia teorii procesów stochastycznych

W nawigacji i ruchu lotniczym występuje wiele zagadnień, których rozwiązywanie wymaga stosowania rachunku prawdopodobieństwa. Rachunek ten operuje pojęciem zmiennej losowej, która charakteryzuje

się tym, że w wyniku doświadczenia przyjmuje nie znaną przedtem, lecz jedną tylko wartość. Jako przykład nawigacyjnej zmiennej losowej można podać: wysokość przelotu statku powietrznego nad określonym punktem terenowym (np. nad pomocą radionawigacyjną podczas jednego z lotów), liczbę nieprawidłowych podejść do lądowania w ciągu okresu statystycznego, błąd parametru nawigacyjnego (kąta znoszenia, wysokości, kursu, prędkości) występujący podczas pojedynczego pomiaru itp.

Stosując rachunek prawdopodobieństwa możemy analizować tylko pewną klasę zjawisk występujących w nawigacji, dla których wystarcza opis „statyczny”. W wielu praktycznych zagadnieniach nawigacyjnych pojawiają się zmienne losowe, których wartości w czasie doświadczenia nie są stałe, są natomiast funkcją czasu. Wówczas opis „statyczny” jest niewystarczający, stosuje się natomiast opis „dynamiczny” — teorię procesów stochastycznych (funkcji losowych, procesów losowych). Przykładem nawigacyjnego procesu stochastycznego może być: wysokość, prędkość, kurs samolotu w czasie lotu jako funkcja czasu, błędy w pomiarach nawigacyjnych jako funkcja czasu itp. Teoria procesów stochastycznych jest pojęciem szerszym od teorii prawdopodobieństwa, tak jak np. szerszym od pojęcia liczby rzeczywistej jest pojęcie liczby zespolonej. Przebieg procesu stochastycznego nie jest znany przed wykonaniem doświadczenia. Konkretny przebieg po wykonaniu doświadczenia nazywa się realizacją procesu stochastycznego i nie jest funkcją losową. Dany proces stochastyczny ma różne realizacje przy kolejnych doświadczeniach.

Przykładem nawigacyjnego procesu stochastycznego najlepiej wyjaśniającego podane tu pojęcia jest wysokość lotu samolotu na pewnym odcinku drogi lotniczej jako funkcja czasu $H(t)$.

Na rysunku 1 przedstawiono 4 realizacje tego procesu, które powstały w wyniku 4 doświadczeń (4 lotów). Realizacje takiego procesu stochastycznego uzyskuje się w rejestratorach lotu (np. w rejestratorach K3-63 zainstalowanych na samolotach komunikacyjnych PLL „Lot”). W ustalonym momencie czasu (t' na rys. 1) proces stochastyczny przekształca się w zmienną losową. W przypadku przedstawionym na rys. 1 otrzymamy 4 zmienne losowe odpowiadające 4 doświadczeniom.

Procesy stochastyczne, podobnie jak zmienne losowe, można scharakteryzować przez określenie następujących parametrów rozkładu:

● wartość oczekiwana, wartość przeciętna procesu stochastycznego $X(t)$:

$$m_x(t) = E[X(t)]$$

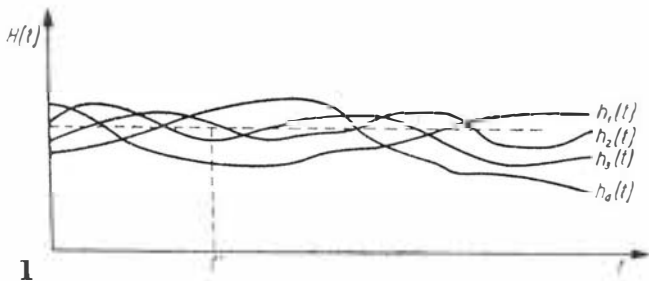
● wariancja procesu stochastycznego $X(t)$:

$$W_x(t) = W[X(t)]$$

● funkcja autokorelacji procesu stochastycznego $X(t)$:

$$K_x(t, t') = E\{[X(t) - m_x(t)][X(t') - m_x(t')]\}$$

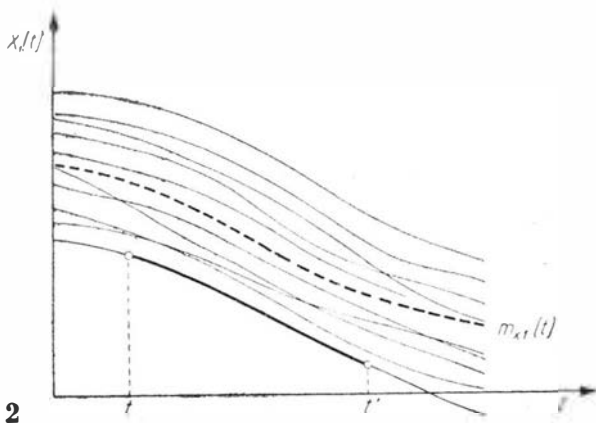
Parametry te nie są funkcjami losowymi, są jednak funkcjami w odróżnieniu od zmiennych losowych, dla których podane parametry są liczbami.



Wartość oczekiwana $m_x(t)$ procesu stochastycznego $X(t)$ jest to pewna średnia funkcja (rys. 2 i 3), wokół której układają się rozmaitym sposobem poszczególne realizacje procesu losowego. Wariancja $W_x(t)$ procesu stochastycznego $X(t)$ jest to nieujemna funkcja charakteryzująca rozrzut możliwych realizacji procesu stochastycznego względem realizacji średniej. Pierwiastek kwadratowy z wariancji jest odchyleniem standardowym (odchyleniem średnim):

$$\sigma_x(t) = \sqrt{W_x(t)}$$

W nawigacji, oprócz pojęcia odchylenia standardowego, stosuje się pojęcie błąd średni. Pojęcia te są rów-



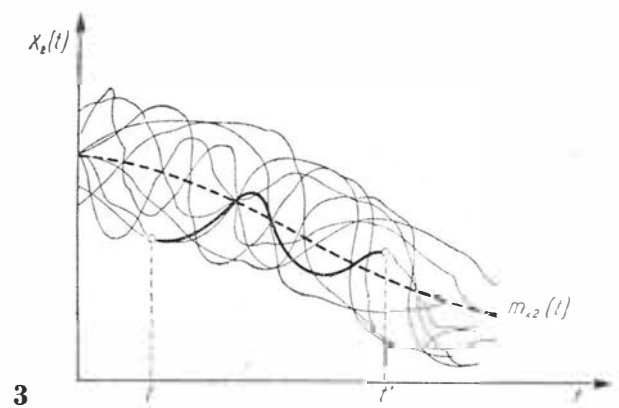
noznaczne tylko w tym przypadku, gdy wartość oczekiwana $m_x(t) = 0$, ponieważ odchylenie standardowe jest pierwiastkiem kwadratowym momentu centralnego rzędu drugiego, a błąd średni — pierwiastkiem kwadratowym momentu absolutnego rzędu drugiego. Inaczej można powiedzieć, że odchylenie standardowe i błąd średni równają się sobie, gdy nie ma błędów systematycznych w pomiarach.

Do scharakteryzowania procesu stochastycznego nie wystarczają parametry: wartość oczekiwana i wariancja (w odróżnieniu od zmiennej losowej, dla której parametry te były wystarczające do opisu). Najlepiej to można zauważyć porównując rys. 2 i 3 ze sobą.

Na rysunkach tych przedstawione są realizacje dwóch procesów stochastycznych $X_1(t)$ — rys. 2 i $X_2(t)$ — rys. 3. Procesy te mają w przybliżeniu jednakowe wartości oczekiwane $m_{x_1}(t) \approx m_{x_2}(t)$ oraz wariancje $W_{x_1}(t) \approx W_{x_2}(t)$, a jednak przebiegi obu procesów znacznie różnią się między sobą. Jeżeli w punkcie t proces stochastyczny $X_1(t)$ przyjął wartość znacznie poniżej wartości oczekiwanej (rys. 2), to jest bardzo prawdopodobne, że w czasie t' wartość, jaką przyjmie proces, będzie również poniżej wartości oczekiwanej. Odwrotnie, w procesie stochastycznym $X_2(t)$ przyjęcie w punkcie t wartości poniżej wartości oczekiwanej nie uprawnia nas do wnioskowania, że w chwili t' wartość będzie podobna jak dla procesu $X_1(t)$. Procesy stochastyczne $X_1(t)$ i $X_2(t)$ będą się różniły funkcjami autokorelacyjnymi. Funkcja autokorelacyjna procesu stochastycznego $X_1(t)$ wolno maleje wraz ze wzrostem odcinka (t, t') , podczas gdy funkcja autokorelacyjna procesu stochastycznego $X_2(t)$ maleje bardzo szybko wraz ze wzrostem tego odcinka. Funkcja autokorelacyjna charakteryzuje więc stopień zależności pomiędzy wartościami procesu branyymi dla różnych czasów. Dla $t = t'$ funkcja autokorelacyjna równa jest wariancji procesu stochastycznego. W nawigacyjnych procesach stochastycznych stosowana jest bardzo często unormowana funkcja autokorelacji:

$$\rho_x(t, t') = \frac{K_x(t, t')}{\sigma_x(t)\sigma_x(t')}$$

W praktycznych zagadnieniach ruchu lotniczego i nawigacji powietrznej spotykane są bardzo często procesy stochastyczne, dla których wartość oczekiwana oraz wariancja są wielkościami stałymi, natomiast funkcja autokorelacyjna zależy tylko od różnicy $\tau = t - t'$. Takie procesy są stacjonarnymi procesami stochastycznymi. Przykładem takiego procesu jest horyzontalny lot samolotu przy ustalonych parametrach



lotu. Stacjonarny proces stochastyczny $X(t)$ charakteryzowany jest unormowaną funkcją autokorelacyjną:

$$\rho_x(\tau) = \frac{K_x(\tau)}{W_x}$$

w którym: $W_x = K_x(0)$ — stała wariancja stacjonarnego procesu stochastycznego.

W nawigacji i ruchu lotniczym unormowane funkcje autokorelacyjne aproksymowane są najczęściej zależnościami:

$$\rho(\tau) = e^{-\alpha|\tau|}$$

$$\rho(\tau) = e^{-\alpha|\tau|} \cos \omega\tau$$

$$\varrho(\tau) = e^{-a^2 \tau^2}$$

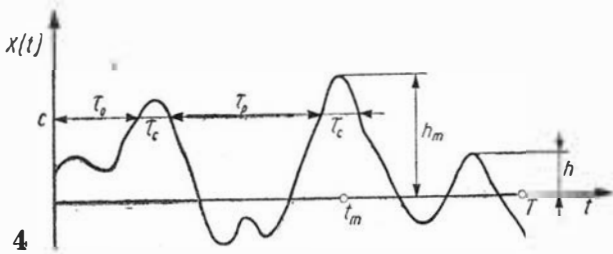
$$\varrho(\tau) = e^{-a^2 \tau^2} \cos \omega \tau$$

$$\varrho(\tau) = e^{-a|\tau|} \left(\cos \omega \tau + \frac{a}{\omega} \sin \omega |\tau| \right)$$

$$\varrho(\tau) = e^{-a|\tau|} (1 + a|\tau|)$$

Przewyższenia procesów stochastycznych

Na rysunku 4 przedstawiono jedną z możliwych realizacji stacjonarnego procesu stochastycznego $X(t)$ o czasie trwania T . Wszystkie, spotykane w nawiga-



cji i ruchu lotniczym, fizycznie realne procesy stochastyczne są ciągłymi funkcjami czasu. Funkcje takie w skończonym przedziale T mają skończoną ilość wartości maksymalnych i minimalnych, przy czym w chwili t_m realizacja ma maksimum maksimum h_m . Realizacja przedstawiona na rys. 4 przecina N razy (w tym przypadku 2 razy) pewien ustalony poziom C , przy czym pierwsze przewyższenie zachodzi w chwili t_0 . Zdarzenie, w którym realizacja procesu stochastycznego przecina poziom C z dołu do góry (pochodna funkcji — dodatnia), można nazwać przewyższeniem dodatnim. Czas trwania przewyższenia na rys. 4 oznaczono literą τ_c , natomiast czas przerwy τ_p . Wielkość τ_c , τ_p i h mogą w czasie jednej realizacji przyjmować różne wartości; zależne to jest od poziomu C i przedziału T . Wielkości N , τ_0 i h_m przyjmują dla danej realizacji tylko wartości pojedyncze. Wielkości τ_c , τ_p , h , N , τ_0 , h_m są wielkościami przypadkowymi i przyjmują różne wartości dla kolejnych realizacji stacjonarnego procesu stochastycznego $X(t)$. Znając te wartości można rozwiązywać wiele problemów praktycznych z zakresu nawigacji i ruchu lotniczego. Jeżeli więc będzie konieczne dokonanie oceny lotu samolotu po drodze lotniczej („korytarzu”) o ustalonej szerokości, to liczba N będzie określała liczbę przypadków wyjścia samolotu poza drogę lotniczą, τ_q — czas pierwszego przekroczenia granic korytarza, τ_c — czas, w ciągu którego załoga samolotu dokona manewru pozwalającego na powrót do korytarza, τ_p — czas pomiędzy dwoma kolejnymi wyjściami samolotu poza drogę lotniczą. W zupełnie podobny sposób można oceniać lot samolotu w płaszczyźnie pionowej i wtedy nawigacyjnym, stacjonarnym procesem stochastycznym będzie wysokość lotu samolotu na pewnym odcinku drogi lotniczej jako funkcja czasu $H(t)$ — rys. 1.

Istnieje wiele prac teoretycznych i eksperymentalnych dotyczących zagadnień o przewyższeniach w procesach stochastycznych. Z autorów, którzy zapoczątkowali prace w tym zakresie należy wymienić przede wszystkim: S. O. Rice'a, D. Middletona, H. Steinberga, P. M. Schultheissa, G. A. Worgena,

F. Zweiga, I. Millera, J. F. Freuda, W. I. Tichonowa. Prace te były głównie stymulowane przez potrzeby radiofizyki, radiotechniki, mechaniki, teorii niezawodności, biofizyki. W ostatnich latach stosowanie metod probabilistycznych rozwinęło się również w dziedzinie nawigacji i ruchu lotniczym. Nie byłoby celowe rozwijanie w tym miejscu obszernych wywodów teoretycznych w celu analitycznego określenia niektórych wielkości charakteryzujących stacjonarny proces stochastyczny. Pewne wzory potrzebne do obliczeń nawigacyjnych zostaną podane bez dowodów w oparciu o prace W. I. Tichonowa i G. F. Mołokanowa.

Średnia ilość dodatnich przewyższeń w jednostce czasu na poziomie C/σ stacjonarnego procesu stochastycznego $X(t)$ określa się wg wzoru:

$$N_1 = \frac{1}{2\pi} \sqrt{-\varrho''(0)} e^{-\frac{1}{2} \frac{(C-m_x)^2}{\sigma_x^2}}$$

w którym $\varrho''(0)$ — wartość drugiej pochodnej unormowanej funkcji autokorelacyjnej przy argumentcie $\tau = 0$, związanej z gęstością widmową zależnością:

$$\varrho''(0) = -\left(\frac{2\pi}{\sigma}\right)^2 \int_0^\infty f^2 S(f) df$$

m_x — wartość oczekiwana procesu stochastycznego $X(t)$,

σ_x — odchylenie standardowe procesu stochastycznego $X(t)$.

Średnia liczba przecięć poziomu C z dołu do góry i z góry do dołu w ciągu czasu T będzie oczywiście równa:

$$N_T = 2N_1 T$$

Średnie czasy trwania przewyższeń oraz czasy przerwy między nimi można obliczać ze wzorów:

$$\tau_c = \frac{2\pi}{\sqrt{-\varrho''(0)}} \left[1 - \Phi^* \left(\frac{C-m_x}{\sigma_x} \right) e^{\frac{1}{2} \frac{(C-m_x)^2}{\sigma_x^2}} \right]$$

$$\tau_p = \frac{2\pi}{\sqrt{-\varrho''(0)}} \Phi^* \left(\frac{C-m_x}{\sigma_x} \right) e^{\frac{1}{2} \frac{(C-m_x)^2}{\sigma_x^2}}$$

Łatwo zauważyć, że:

$$\frac{1}{N_1} = \tau_c + \tau_p$$

Analityczne przedstawienie czasu τ_0 , jak dotychczas, możliwe jest tylko dla przypadku procesów Markowa, dlatego też najczęściej czas ten określany bywa wg danych eksperymentalnych.

Funkcja gęstości prawdopodobieństwa wartości maksymalnych procesu stochastycznego $X(t)$ określa się wg wzoru:

$$f(h) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \left[\nu e^{-\frac{h^2}{2\nu^2}} + \sqrt{2\pi} (h-\nu^2)^{\frac{1}{2}} h e^{-\frac{1}{2} h^2} \Phi^* \left(\frac{1-\nu^2}{\nu} \right) \right]$$

w którym:

$$\nu = 1 - \frac{\sigma_1^4}{\sigma^2 \sigma_2^2}$$

Z danych wzorów wynika, że funkcja gęstości prawdopodobieństwa wartości maksymalnych procesu stochastycznego $X(t)$ jest jednoznacznie określona przez parametr ν przyjmujący wartości od 0 do 1. Gdy $\nu = 0$ podany powyżej wzór na funkcje gęstości prawdopodobieństwa $f(h)$ sprowadza się do funkcji gęstości rozkładu Rayleigha:

$$f(h) = h e^{-\frac{1}{2} h^2}$$

a gdy $\nu = 1$, do funkcji gęstości rozkładu normalnego:

$$f(h) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} e^{-\frac{1}{2} h^2}$$

Metodyka oceny niebezpiecznych sytuacji w ruchu lotniczym

Podstawowym zadaniem służb ruchu lotniczego jest zapewnienie statkom powietrznym możliwości wykonywania w kontrolowanej przestrzeni bezkolizyjnych przelotów. Wraz ze wzrostem gęstości ruchu na drogach lotniczych oraz z wprowadzaniem do eksploatacji samolotów o większych prędkościach zadanie to staje się coraz bardziej złożone i trudniejsze do wykonania.

Dlatego też potrzebne wydaje się podanie, na podstawie tego co dotąd zostało wyjaśnione, pewnych praktycznych reguł pomocnych dla pracowników lotnictwa przy analizowaniu niebezpiecznych sytuacji w ruchu lotniczym powstałych w wyniku przecinania przez samoloty lecące na ustalonej wysokości na drodze lotniczej sąsiednich poziomów lotu.

Jak wiadomo, poziomy lotów w polskiej przestrzeni powietrznej wynoszą:

- dla wysokości od 900 m do 6000 m co 300 m,
- dla wysokości od 6000 m do 9000 m co 600 m,
- dla wysokości powyżej 9000 m co 1000 m.

Aby ocenić, czy sytuacja ruchowa jest niebezpieczna należy:

- a) określić charakter procesu stochastycznego — czy dany proces jest stacjonarny; aproksymować unormowaną funkcję autokorelacyjną,
- b) wyliczyć drugą pochodną unormowanej funkcji autokorelacyjnej przy $\tau = 0$,
- c) dla założonej różnicy poziomów lotu (separacji pionowej) ΔH i przy znanym odchyleniu standardowym σ_H oraz błędzie systematycznym wysokościomierza ΔH_s , obliczyć średnią liczbę przewyższeń (przecięć) procesu stochastycznego w jednostce czasu poza zakres separacji pionowej ΔH wg wzoru:

$$N_1 = \frac{1}{2\pi} \sqrt{-\varrho''(0)} e^{-\frac{(\Delta H - \Delta H_s)^2}{2\sigma_H^2}}$$

- d) w powyższym wzorze należy wpierw podstawić $+\Delta H$ a potem $-\Delta H$, określając liczbę przecięć sąsiedniego górnego N'_1 i sąsiedniego dolnego N''_1 poziomu lotu (rys. 5). Ogólna liczba przecięć (przewyższeń) będzie równa sumie:

$$N_1 = N'_1 + N''_1$$

- e) dla znanego czasu lotu t na założonym poziomie lotu, oblicza się średnią liczbę przecięć (przewyższeń):

$$N_t = N_1 t$$

- f) wg rozkładu Poissona (rozkładu zdarzeń rzadkich) obliczyć prawdopodobieństwo tego, że w czasie t nie będzie przecięć sąsiednich poziomów lotu:

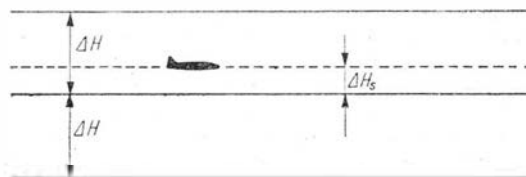
$$P_0 = e^{-N_t}$$

- g) ocenić, czy prawdopodobieństwo tak obliczone wytrzymuje kryteria bezpiecznego ruchu lotniczego.

W zupełnie podobny sposób można dokonać analizy niebezpiecznych sytuacji ruchowych w płaszczyźnie poziomej, tzn. obliczyć prawdopodobieństwo tego, że samolot lecący po drodze lotniczej wyjdzie poza granice tej drogi.

Inaczej trzeba będzie podchodzić do kolizji statku powietrznego z przeszkodą naziemną. Dla takich sytuacji ważne będzie obliczenie prawdopodobieństwa pierwszego przekroczenia ustalonego poziomu z góry do dołu, a więc obliczenie czasu τ_0 . Problem ten wymagałby jednak osobnego naświetlenia.

Pewną ilustrację tego, jak wpływają błędy systematyczne na wzrost średniej liczby przecięć sąsiednich poziomów lotu przez samolot lecący na ustalonym poziomie z separacją $\Delta H = 300$ m między poziomami (rys. 5), daje poniższe obliczenie.



5

Rozpatrując przypadek, gdy nie istnieją błędy systematyczne pomiaru wysokości dowolnego pochodzenia $\Delta H_s = 0$, lub gdy błędy te są całkowicie uwzględnione i przez załogę utrzymywana jest dokładnie wysokość zadanego poziomu lotu, przy $\Delta H = 300$ m i $\sigma_H = 30$ m wyklucza się praktycznie możliwość przecinania sąsiednich poziomów lotu, ponieważ:

$$e^{-\frac{(\Delta H - \Delta H_s)^2}{2\sigma_H^2}} = e^{-\frac{1}{2} \left(\frac{\Delta H}{\sigma_H}\right)^2} = e^{-\frac{1}{2} \left(\frac{300}{30}\right)^2} = 1,85 \cdot 10^{-22}$$

jest praktycznie zbliżone do zera.

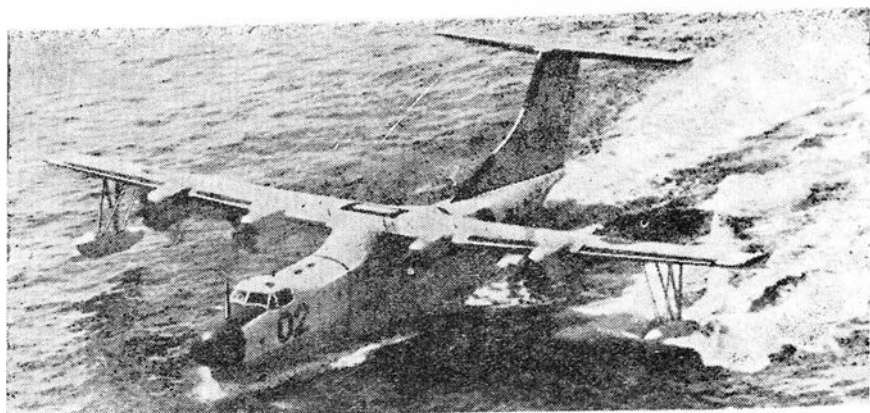
Jeżeli zaś błąd systematyczny wysokościomierza równy jest 150 m $\Delta H_s = 150$ m (co jest przypadkiem szczególnie niekorzystnym, choć praktycznie możliwym), wtedy:

$$e^{-\frac{(\Delta H - \Delta H_s)^2}{2\sigma_H^2}} = e^{-\frac{(300 - 150)^2}{2 \cdot 30^2}} = 3,7 \cdot 10^{-6}$$

Z powyższego przykładu wynika, że przy wzroście błędu systematycznego wysokościomierza z zera do 150 m, średnia liczba przecięć sąsiednich poziomów lotu wzrasta:

$$\frac{3,7 \cdot 10^{-6}}{1,85 \cdot 10^{-22}} = 2 \cdot 10^{16} \text{ razy!}$$

Dokończenie na str. 40

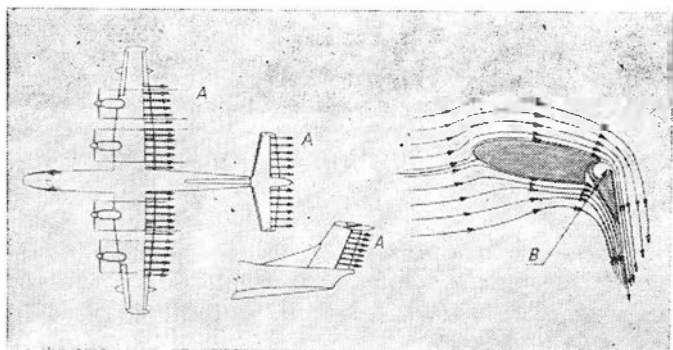


Japońska amfibia STOL

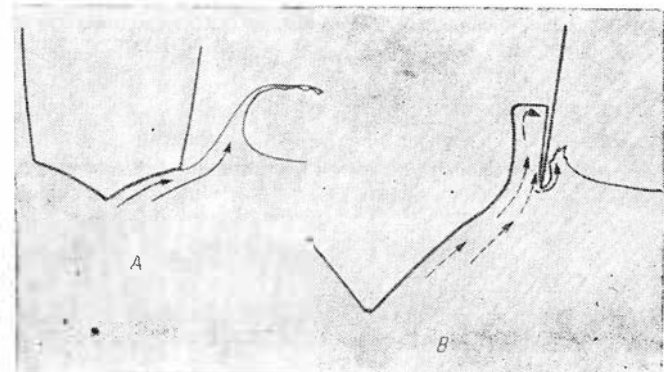
Gdy w 1952 r. zaczęto odbudowywać w Japonii przemysł lotniczy, firma Shin Meiwa przystąpiła do projektowania wodnopłatowca, który miałby właściwości krótkiego startu i lądowania, a dzięki pomocniczemu podwoziu mógłby samodzielnie kołować. Przeprowadzono badania mające na celu opracowanie nowego kształtu dolnej części kadłuba, systemu nadmuchu klap i odchylenia strumieni zaśmigłowych. W ten sposób powstał wodnopłatowiec PS-1 z czterema turbiniowymi silnikami śmigłowymi General Electric T64-10, produkowanymi z licencji przez Ishikawajima-Harima Heavy Industries Co. Prototyp samolotu PS-1, noszący oznaczenie PX-S, wykonał pierwszy lot w październiku 1967 r. Z samolotu PS-1 została rozwinięta właściwa amfibia, SS-2, z podwoziem umożliwiającym operowanie również z lądu i ze specjalnymi rozwiązaniami, które oprócz właściwości STOL zapewniają także dużą stateczność, sterowność i dobre własności na wzburzoną wodę.

Cztery silniki T64-10 o mocy 2350 eKM samolotu SS-2 napędzają trzyłopatowe śmigła Hamilton Standard 63E6015, o średnicy 4,4 m, stałej prędkości obrotowej, przestawialne w pełnym zakresie. Powietrze do nadmuchu klap, steru kierunku i steru wysokości jest dostarczane przez trzystopniową sprężarkę, którą napędza silnik General Electric T58-8B o mocy 1250 KM, budowany z licencji przez IHI. Na rysunku 2 pokazano schemat nadmuchu klap i sterów (A) oraz sposób odchylenia strumieni zaśmigłowych (B). System nadmuchu klap i odchylenia strumieni zaśmigłowych zwiększa współczynnik siły nośnej skrzydła trzykrotnie w porównaniu ze skrzydłem konwencjonalnym, co umożliwia start i lądowanie przy prędkości 84 km/h.

2



3



Samolot ma konwencjonalną konstrukcję metalową. Skrzydło jest dwudźwigarowe, ma skrzela na 40% rozpiętości i kłapy na całej rozpiętości; przed klapami, na zewnętrznych częściach skrzydła, znajdują się spoilery. Dolna część kadłuba ma w przekroju poprzecznym kształt V, a w swej części dziobowej jest zaopatrzona w specjalny fartuch, który zapobiega bryzgom wody spod kadłuba (patrz rys. 3: A — kadłub konwencjonalny, B — kadłub samolotu SS-2). Statecznik usterzenia wysokości, umieszczonego na szczycie statecznika kierunku, jest zaopatrzonego w skrzela.

Kabina pilotów mieści obok dwóch pilotów mechanika pokładowego. W wersji przeznaczony do zwalczania okrętów podwodnych szyby okien bocznych kabiny są wygięte na zewnątrz, co zwiększa widoczność. Za kabiną pilotów, na górnym pokładzie, znajduje się pomieszczenie dla siedmiu pozostałych członków załogi: nawigatora, dwóch ludzi obsługujących sonar, radarzysty, telegrafisty, operatora MAD i koordynatora zadań taktycznych. Całe wyposażenie umieszczone jest z prawej strony kadłuba, podczas gdy z lewej znajdują się koje wypoczynkowe. Z tyłu mieści się komora bojowa. Dolny pokład zajęty jest przez kuchnię, magazyn butli z tlenem, komorę podwozia i dwa zbiorniki paliwowe.

Paliwo w ilości 8750 l znajduje się we wspomnianych już dwóch zbiornikach w kadłubie i w ośmiu integralnych zbiornikach skrzydłowych.

Samolot jest wyposażony w dwa niezależne układy hydrauliczne do uruchamiania sterów, system ustępczy — niezależnie od autopilota — i symulator siły na sterach. Wloty silników są odladane elektrycznie, krawędzie natarcia skrzydła i usterzenia — pneumatycznie. Poza tym w skrzydle znajduje się instalacja do oczyszczania — na ziemi i w locie — sprzężone silników z soli.

Uzbrojenie wersji przeznaczony do zwalczania okrętów podwodnych składa się z czterech samonaprowadzających się torped umieszczonych w dwóch zasobnikach pod skrzydłem, między gondolami silnikowymi, i sześciu pocisków kierowanych o kalibrze 12,7 cm znajdujących się w zasobnikach na końcach skrzydła i przeznaczonych do zwalczania celów morskich i lądowych.

Przy ciężarze 34 T, przy prędkości wiatru 46,5 km/h i wysokości fal 3 m samolot odrywa się od wody na odcinku 80 m (po 12 s). W czasie prób wykonywano starty i lądowania przy falach o wysokości 3,65 m. Czynnikiem ograniczającym możliwości startu z wody jest stosunek wysokości do długości fali. Stosunek krytyczny dla samolotu SS-2 zawiera się między 1:20 a 1:30, mniejszy lub większy nie przedstawia żadnych problemów. Amfibia SS-2 ma trzykrotnie większe możliwości operacyjne od każdego innego wodnopłatowca. Oblicza się, że na Pacyfiku będzie mogła działać w ciągu 300 dni w roku. Na lądzie, przy ciężarze 34 T, wymaga do startu na wysokość 10 m pasa startowego o długości 460 m.

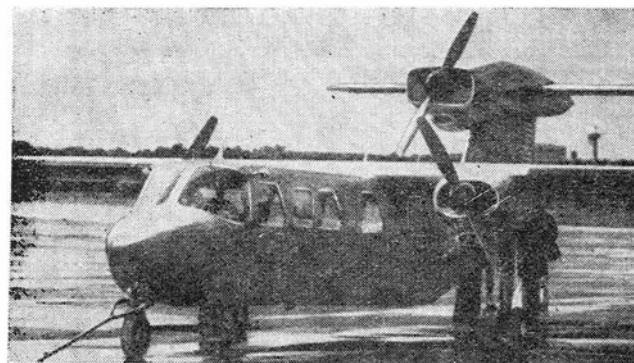
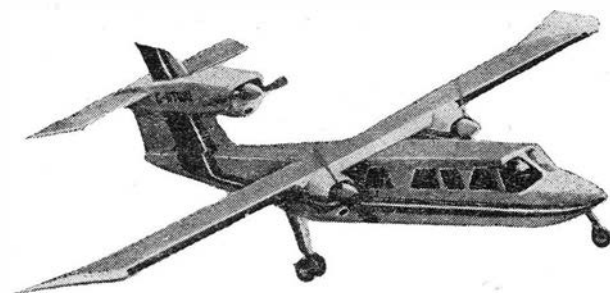
Możliwości zastosowań amfibii SS-2 są następujące: zwalczanie okrętów podwodnych, wczesne ostrzeżenie, zadania poszukiwawcze i ratownicze, przewóz pasażerów i towarów (115 pasażerów plus towar), zadania meteorologiczne, badania oceanograficzne.

Dane techniczne: rozpiętość 33,5 m; długość 33,5 m; wysokość (na ziemi) 10,0 m; ciężar własny 23 900 kG; ciężar startowy na otwartym morzu 34 000 kG; normalny ciężar startowy 37 420 kG; maksymalny ciężar startowy 44 900 kG; prędkość maksymalna 556 km/h; prędkość przelotowa 260–460 km/h; zasięg powyżej 5200 km.

W. K.

nowości techniczne

Trzysilnikowy Britten-Norman „Islander”



Firma Britten-Norman zbudowała trzysilnikową, 17-miejscową wersję samolotu „Islander” oznaczoną jako Mk. 3. Jakkolwiek uważana jest ona za samolot doświadczalny, fakt jej zbudowania oznacza, że firma pragnie dostać się na rynek samolotów dostawczych (samolotów na linie lokalne), który jest obecnie opanowywany przez dosyć kosztowne samoloty z turbinowymi silnikami śmigłowymi i klimatyzowaną kabiną.

Przy opracowywaniu powiększonej wersji samolotu „Islander” miano do wyboru dwie możliwości: zastosowanie trzech albo czterech silników. Druga możliwość została wyeliminowana ze względu na to, że czterosilnikowy 17-miejscowy samolot na linie lokalne byłby za kosztowny w eksploatacji.

Trzeci silnik umieszczono na szczycie usterzenia, aby wykorzystać w ten sposób efekt płyty brzegowej i uniknąć konieczności powiększania powierzchni usterzenia kierunku. Nie wystarczyło to jednak, w związku z czym na gondoli silnikowej umieszczono później dodatkową pletwę. Przednia część kadłuba — przed skrzydłem — została przedłużona o 2,29 m. Trapezowe skrzydło, bez kąta V, pozostało w zasadzie nie zmienione. Ma ono specjalne końcówki — opracowane przez firmę Britten-Norman — które poprawiają jego własności aerodynamiczne, i uruchamiane elektrycznie kłapy szczelinowe. W związku z zabudową dodatkowego silnika na usterzeniu kierunku zastosowano przestawialny statecznik usterzenia wysokości, aby zapobiec powstaniu dużego momentu pochylającego w razie wyłączenia się trzeciego silnika. Jednak próby w locie wykazały, że moment ten nie jest duży, mimo to zachowano przestawialny statecznik, zamierza się tylko ograniczyć zakres jego przestawiania do 2°. Napęd samolotu stanowią sześciocylinnowe silniki Lycoming 0-540-E o mocy 260 KM, mogą być jednak także zastosowane silniki Lycoming 0-540-K o mocy 300 KM. 75% części samolotu „Islander” Mk. 3 jest identycznych z częściami samolotu „Islander” BN-2A.

Jako zalety nowego samolotu przytacza się:

— niskie koszty eksploatacji

- właściwości STOL pozwalające na operowanie z pasów o długości 600 m
- bardzo dobrą sterowność w locie na dwóch silnikach
- duży pułap, wynoszący 3325 m, przy wyłączonym jednym silniku mimo braku nadmiaru mocy i doładowarek
- niższe o 25% całkowite koszty związane z silnikami w porównaniu z samolotami z dwoma turbinowymi silnikami śmigłowymi przy porównywalnej trwałości międzynaprawczej
- podobny do samochodowego system drzwi (kabina bez przejścia między fotelami), który ułatwia pasażerom wsiadanie i wysiadanie
- możliwość kołowania tylko na silniku „ogonowym”, co zmniejsza zużycie paliwa
- możliwość lotów IFR tylko z jednym pilotem.

Decyzja co do budowy samolotu miała być podjęta w końcu 1970 r. Cenę samolotu szacuje się na 200 tys. dolarów łącznie z wyposażeniem elektronicznym. Warto pamiętać, że cena podobnego samolotu z turbinowymi silnikami śmigłowymi wynosi ok. 300 tys. dolarów.

Dane techniczne: rozpiętość 16,15 m; długość 13,33 m; wysokość (bez pletwy na gondoli silnika) 3,40 m; ciężar własny 2278 kG; ciężar startowy 4086 kG; prędkość przelotowa na 75% N_{max} na wysokości 2000 m 298 km/h; prędkość przelotowa na 54% N_{max} na wysokości 4000 m 282 km/h; prędkość maksymalna npr 309 km/h; długość startu na wysokość 15 m 433 m; długość lądowania z wysokości 15 m 488 m (w obu przypadkach pas o nawierzchni utwardzonej).

W. K.

Prace nad bezpilotowymi samolotami bojowymi

W ramach programu RPV (Remotely Piloted Vehicles) firmy Mitre Corporation i Aerospace Corporation oraz NASA i Naval Weapons Center opracowują studia projektowe bezpilotowych samolotów myśliwskich i bombowych. Próby w locie są przeprowadzane przez oddzielne zespoły w bazie Eglin na Florydzie (Armament Development Test Center), w bazie Wright-Patterson w Ohio (Aeronautical Systems Center), przy NASA i przy Naval Weapons Center.

Stwierdzono, że „pilot” sterujący z ziemi samolotem przy wykorzystaniu nowoczesnej techniki optycznej może zidentyfikować latający cel z odległości około 32 km. Samoloty RPV latały już na wysokościach od 15 do 23 m z prędkościami do 830 km/h. Stosowano przy tym jako monitor prosty ekran Video.

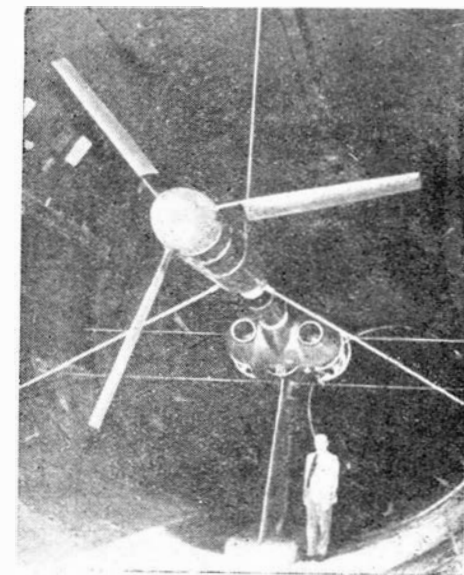
Obecnie prace koncentrują się na trzystopniowym systemie RPV, który składa się z samolotu-matki, wyposażonego w radar pozwalający na uchwycenie i prowadzenie celów odległych nawet o 100 km, i dwóch samolotów bezpilotowych, które mogą startować razem albo oddzielnie i atakować — za pomocą działek szybkostrzelnych, pocisków kierowanych lub lasera — cele odległe o 16—32 km. Ich poważną zaletą będzie to, że będą mogły osiągać obciążenie do 12 g i wykonywać zakręty z dwukrotnie większą prędkością niż samoloty załogowe. Opracowywane są dwa podstawowe modele samolotów RPV. Pierwszy, odzyskiwalny, będzie kosztował 150 000—175 000 dol., będzie miał zasięg 400 km, udźwig uzbrojenia 1000 kG i ciężar startowy 3400 kG. Drugi, nieodzyskiwalny bombowiec, będzie kosztował 25 000 dol., będzie miał udźwig 680 kG i ciężar startowy 1000 do 1135 kG.

W. K.

Stoisko do badań wirników śmigłowcowych

W ONERA (Office Nationale d'Etudes et de Recherches Aeronautiques), w Modanie, oddano do użytku stoisko do badań wirników śmigłowców i samolotów V/STOL. Stoisko jest napędzane dwoma silnikami Turbomeca o mocy 750 KM. Przeniesienie momentu obrotowego odbywa się za pomocą wału, który może być nachylany w zakresie od -10° do $+110^\circ$ w stosunku do osi tunelu aerodynamicznego. W przestrzeni pomiarowej o średnicy 8 m mogą być badane wirniki z łopatomy o długości do 4 m. Na stoisku przeprowadza się już badania dla SNIAS, a NASA używa go wspólnie z ONERA do badań podstawowych z zakresu wirników samolotów V/STOL. Będą z niego korzystać również firmy Boeing i VFW-Fokker.

W. K.



Pocisk kierowany Contraves „Vulcano”

Włoska firma Contraves rozpoczęła produkcję pocisków kierowanych woda-woda „Vulcano” z silnikiem raketowym na stałe materiały pędne. Sterowanie kierunkowe pociskiem odbywa się za pomocą wiązki sterującej lub za pomocą optycznego celownika „Sea-Hunter”, sterowanie wysokościowe — przy użyciu wysokościomierza radarowego. Zasięg pocisku wyniesi ok. 20 km. Może on być wystrzelony z pojemnika lub 5-lufowej wyrzutni. Międzynarodowa nazwa pocisku brzmi „Sea Killer” Mk. 2.

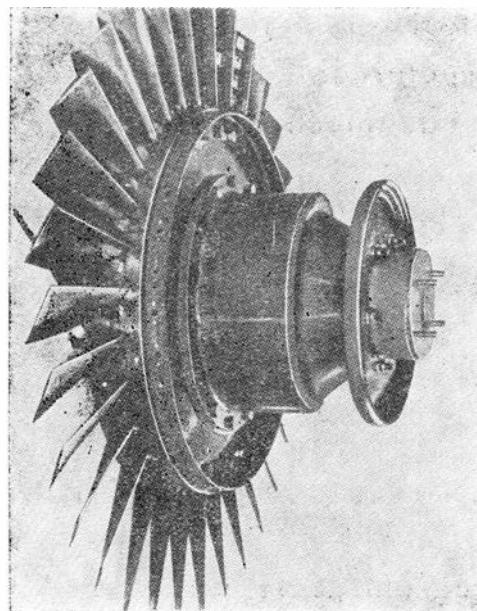
W. K.



Wentylator z przestawialnymi łopatkami do silników dwuprzepływowych

Wytwórnia śmigieł Dowty Rotol wspólnie z firmą Rolls-Royce opracowała wentylator z przestawialnymi łopatkami wirnikowymi. Połączono w nim koncepcję śmigła z koncepcją konwencjonalnych wentylatorów (warto przypomnieć, że wentylator z przestawialnymi łopatkami wirnikowymi zbudowała również firma Turbomeca do silnika „Astafan”). Przystawialne łopatki wentylatora umożliwiają odwracanie ciągu bez stwarzania niebezpieczeństwa zasysania ciał obcych oraz dostosowywania stosunku wydatków silnika do warunków startowych i do zmieniających się prędkości lotu. Wentylator ma być zastosowany na silniku Rolls-Royce RB.410 i Rolls-Royce/SNECMA M45.

W. K.



Próby silnika śmigłowego AiResearch TSE231

7 października 1970 r. rozpoczęto próby silnika śmigłowego Garrett-AiResearch TSE231, który zaczęto projektować 13 miesięcy wcześniej. W czasie

pierwszych prób silnika osiągnięto moc tylko o 50% mniejszą od docelowej, która wynosi 475 eKM. Jednostkowe zużycie paliwa odpowiadało obliczeniowemu. Silnik ma ciężar 77,5 kG i maksymalną moc trwałą 400 eKM. Silnik stanowi przeróbkę silnika śmigłowego TPE331 z dwustopniową sprężarką odśrodkową. Zmiany polegają na zastosowaniu oddzielnej jednostopniowej turbiny napędowej (podobno również turbina sprężarki jest jednostopniowa), przy czym napęd jest wyprowadzony do przodu za pomocą wału współśrodkowego, a wlot powietrza do sprężarki jest promieniowy i ma siatkę ochronną. Silnik jest przeznaczony do napędu dwusilnikowego śmigłowca służbowego Lear-Jet Gates.

W. K.

Silniki PT6T do śmigłowców S-58

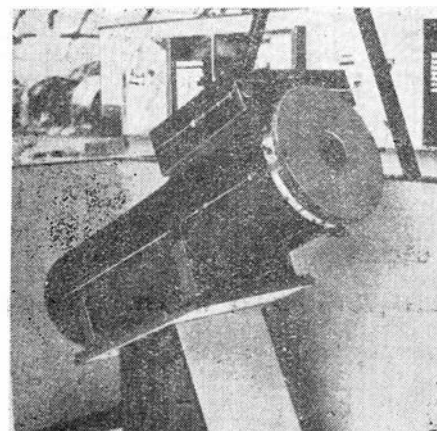
Na 30 śmigłowcach Sikorsky S-58 francuskich sił powietrznych wymienia się w wytwórni Sikorsky w Strafford silniki tłokowe na turbinowe silniki sprzężone UACL PT6T „Twin Pac” (o mocy 1800 KM). Również w cywilnych śmigłowcach S-58 zastępuje się napęd tłokowy turbinowym.

W. K.

Angielsko- belgijski teleskop kosmiczny

Załączona fotografia przedstawia zbudowany przez Hawker Siddeley Dynamics w ramach wspólnego angielsko-belgijskiego programu kosmicznego teleskop promieniowania nadfioletowego S2/68. Teleskop jest przeznaczony do satelity TD-1A, który miał być wprowadzony na orbitę na początku 1971 r.

W. K.



Umowa na rozwój satelity do wykrywania zasobów Ziemi

Firma General Electric otrzymała od NASA zamówienie w wysokości 50 mln dol. na rozwój satelity do badań zasobów naturalnych Ziemi. Satelita o ciężarze 800 kG będzie zmodyfikowanym satelitą meteorologicznym „Nimbus”.

W. K.

Stabilizowany celownik do śmigłowców

W Atelier de Construction de Puteaux opracowano wspólnie z Etablissement Maurice Bézu stabilizowany gioskopami celownik APX-BEZO M260 przeznaczony do śmigłow-

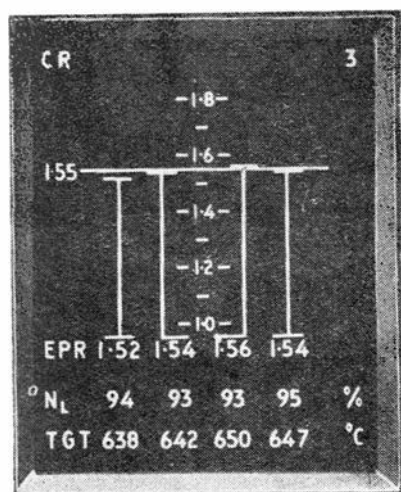
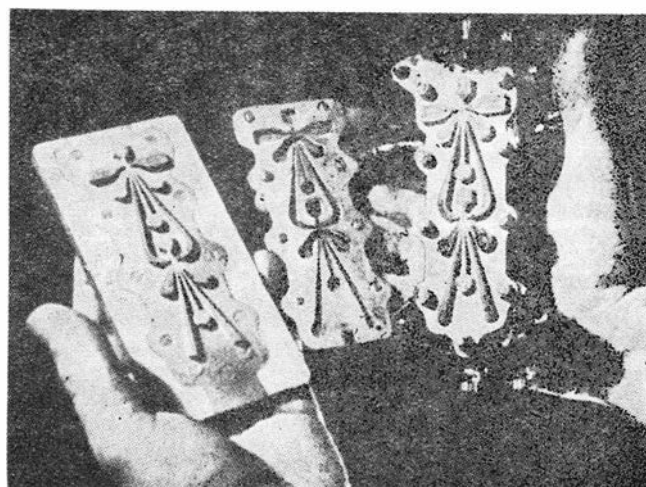
ców bojowych. Może on być wykorzystywany do zadań rozpoznawczych i do kierowania pociskami raketowymi. Cel może być zidentyfikowany i uchwycony na odległość do 10 km. Prawdopodobieństwo trafienia celu wynosi 90%. Celownik zostanie zastosowany na śmigłowcach armii francuskiej i marynarki brytyjskiej.

W. K.

Fluidykowy wzmacniacz

Firma Plessey produkuje dwustopniowe wzmacniacze fluidykowe (strumieniowe) do regulowania stosunku ciśnień sterującego wydatkiem paliwa w silnikach nośnych Rolls-Royce RB.162-81. Fotografia przedstawia trzy fazy wytwarzania wzmacniacza.

W. K.



Układ regulacji ciągu ze wskaźnikiem parametrów silnika

w danej fazie lotu. Wynik pracy przeliczników jest przedstawiany na jednym ze wskaźników w postaci analogowej i literowo-cyfrowej. Na tym samym wskaźniku pokazywana jest rzeczywista wartość ciągu. Za pomocą dźwigni sterującej pilot dostosowuje ciąg rzeczywisty do wymaganego. Oba wskaźniki mogą równocześnie przedstawiać dwa parametry w postaci analogowej i literowo-cyfrowej oraz cztery dalsze tylko w postaci literowo-cyfrowej. Piloci mają możliwość wyboru pokazywanych parametrów za pomocą przycisków urządzenia nastawczego. Za pomocą tego urządzenia można również przełączać każdy wskaźnik na jeden z dwóch przeliczników. Zapewnia to ciągłość wskazań w przypadku awarii jednego ze wskaźników.

Wszystkie parametry silników, pokazywane i nie pokazywane, są automatycznie kontrolowane w sposób ciągły. W przypadku zbliżania się któregoś z parametrów do wartości granicznej pokazuje się sygnał ostrzegawczy. Jeżeli ten parametr nie jest w danej chwili przedstawiany na wskaźniku, sygnał ostrzegawczy wskazuje na przycisk, który należy nacisnąć, aby krytyczny parametr i jego wartość graniczna ukazały się na wskaźniku w postaci analogowej i cyfrowej.

Fotografia przedstawia jeden ze wskaźników parametrów silnikowych. Widać na nim przedstawione w postaci analogowej i cyfrowej wartości stosunku ciśnień na wylocie z dyszy oraz w sposób cyfrowy — wartości prędkości obrotowej zespołu niskiego ciśnienia i temperatury na wylocie.

W. K.

Jak już pisano w „Nowościach”, firma Smiths Industries opracowała układ regulacji ciągu, który równocześnie przedstawia na wskaźnikach wartości podstawowych parametrów silników. Składa się on z dwóch przeliczników, dwóch ekranów wskaźnikowych i urządzenia nastawczego. Każdy przelicznik określa dla danego stanu lotu optymalny ciąg i kontroluje podstawowe parametry silników pod względem ich wartości granicznych i szybkości zmian mogących doprowadzić do osiągnięcia wartości granicznych. Przeliczniki otrzymują wszystkie dane potrzebne do obliczenia ciągu, który musi być utrzymany

Antykolizyjne urządzenie dla samolotów cywilnych

Firma McDonnell Douglas Corp. oferuje amerykańskiemu przedsiębiorstwu lotniczemu antykolizyjne urządzenie EROS 2000, będące dalszym rozwinięciem wojskowego systemu EROS 1, który w ciągu pięciu lat został gruntownie wypróbowany w 17 000 lotów na samolotach F-4 „Phantom”. W listopadzie 1969 r. został pomyślnie zakończony 124-godzinny program prób nowego systemu. Program ten został zrealizowany na zlecenie Air Transport Association.

Ostrzegawcze urządzenie EROS 2000 jest oparte na zasadzie czas/częstotliwość i pracuje w opisany poniżej sposób.

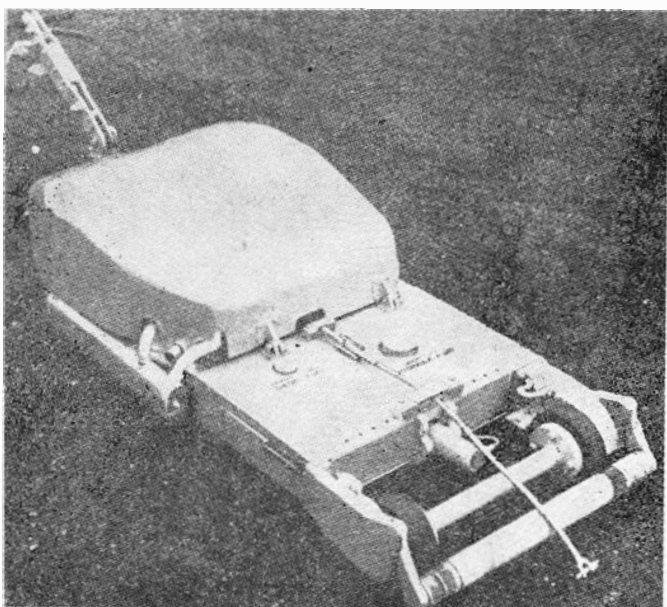
Każdy samolot wyposażony w to urządzenie wysyła co 3 sek. krótki sygnał. Sygnał ten umożliwia dokładne określenie odległości w pionie i w poziomie wszystkich samolotów mających urządzenie EROS w stosunku do samolotu wysyłającego sygnał. W okresie trzysekundowym również inne znajdujące się w pobliżu samoloty wysyłają sygnały, przy czym dokładne oscylatory zapewniają synchronizację całego systemu. Przeliczniki cyfrowe opracowują sygnały i ostrzegają pilotów, gdy grozi kolizja. Zapala się wówczas na wskaźniku w kabinie pilotów czerwona strzałka. Równocześnie włączony zostaje akustyczny

sygnał ostrzegawczy. Strzałka jest skierowana do góry, gdy konieczne jest zwiększenie wysokości w celu uniknięcia kolizji z samolotem lecącym niżej, a do dołu — gdy należy zmniejszyć wysokość. Gdy oba samoloty znajdują się na wysokościach nie zagrażających bezpieczeństwu, strzałka zostaje zastąpiona łukowym paskiem żółtego światła, które pojawia się na skali wariometrycznej wskaźnika. Informuje ono pilota, że obok, wyżej lub niżej, znajduje się inny samolot, który nie stanowi jednak bezpośredniego zagrożenia. Pilot samolotu znajdującego się niżej w stosunku do innego samolotu widzi światło na górnym wycinku skali, co oznacza, że nie należy zwiększać wysokości, aby nie znaleźć się w sytuacji kolizyjnej. Natomiast pilot samolotu lecącego wyżej widzi sygnał świetlny na dolnym wycinku skali. Gdy inny samolot leci obok, sygnał pojawia się z boku wskaźnika.

Całe urządzenie mieści się w skrzynce o wymiarach 25,40 × 55,88 × 15,24 cm; poza tym na kadłubie samolotu są zainstalowane dwie małe anteny.

Do użytkowania systemu są potrzebne tylko trzy stacje naziemne. Stacje te zostaną zbudowane do końca 1971 r. w San Francisco, St. Louis i w jednej z miejscowości na wschodnim wybrzeżu USA. Dostawa urządzeń pokładowych rozpocznie się w pierwszych miesiącach 1972 r.

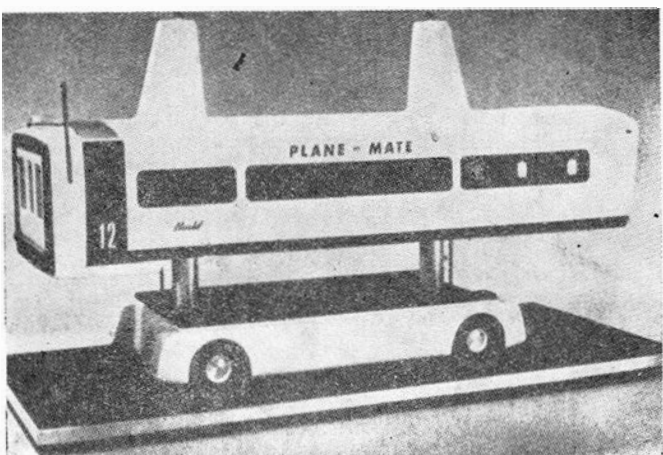
W. K.



Miniciągnik do samolotów

Angielska firma ML Aviation opracowała bardzo mały ciągnik Mk.6A, który pozwala na holowanie śmigłowców i mniejszych samolotów. Ciągnik jest wyposażony w rolkę napędową, która zostaje dociśnięta — przez hydraulicznie napinaną linkę — do koła samolotu. Ciągnik obsługuje jeden człowiek, drugi znajduje się w kabinie samolotu i steruje nim. Ciągnik o większej mocy, Mk.6B, z dwiema rolkami napędowymi, może poruszać samolot typu „Phantom” o ciężarze 25 T, pokonując pochylenia do 7°. Marynarka angielska zamówiła pewną ilość ciągników Mk. 6B.

W. K.



Pojazd dowożący pasażerów do samolotów

Nowe rozwiązanie transportu pasażerów między dworcem lotniczym a dużymi samolotami proponuje firma Bud Company, która skonstruowała do tego celu specjalny pojazd. Pojazd ten ma kabinę mieszczącą 150 pasażerów i podnoszoną do wysokości drugiego piętra. W czasie jazdy kabina jest oczywiście opuszczona i zablokowana w tym położeniu.

W. K.

Z historii polskiego lotnictwa

STANISŁAW JANUSZEWSKI

NA MARGINESIE PIERWSZYCH POKAZÓW LOTNICZYCH W WARSZAWIE 1909 r.

Gdy w listopadzie 1906 r. Alberto Santos-Dumont wzniósł się po raz pierwszy w Europie na skonstruowanym przez siebie samolocie i utrzymał się w powietrzu na wysokości kilku metrów nad ziemią przez zaledwie 7 sekund — świadkowie tego wydarzenia nie mogli zapewne przypuszczać, że w kilka lat później będzie można odbyć na samolocie 2-godzinną podróż; marzenia najbardziej nawet zapalonych entuzjastów nie sięgały tak daleko.

Rok po historycznej próbie Santos-Dumonta Henri Farman utrzymał się w powietrzu na samolocie typu Voisin 1 min 14 sek, a w 1908 r. Wright latał bez przerwy niemalże 3 godziny.

Rozwój lotnictwa i jego triumfalny pochód, nie mający sobie równego w historii techniki, rozpoczyna się w rzeczywistości dopiero w 1909 r. 25 lipca tego roku Louis Bleriot po raz pierwszy przelatuje ponad kanałem La Manche lądując po blisko półgodzinnym locie na ziemi angielskiej. W sierpniu, na konkursie w Reims, Hubert Latham przebywa w powietrzu przestrzeń 150 km, a Henri Farman osiąga czas lotu 3 godz. i 3 min.

Więści o coraz to nowych zwycięstwach człowieka nad opornym żywiołem spotykały się z żywym odzwiekaniem na ziemiach polskich.

Poczynania Polaków na polu lotnictwa w okresie do 1914 r. rozwijały się w kilku, równoległych i wzajemnie się warunkujących kierunkach: w dziedzinie propagandy i popularyzacji lotnictwa oraz w dziedzinie konstruktorskiej, przy czym rozwinięciem tego nurtu były próby stworzenia polskiego przemysłu lotniczego (Warszawskie Towarzystwo Lotnicze „Aviata” i Spółka Udziałowa Budowy Aeroplanów w Galicji). Trzecim wreszcie kierunkiem był pęd do lądowania bądź na samolotach budowanych własnoręcznie, bądź poprzez naukę pilotażu w szkołach za granicą lub powstałych w kraju (szkoła pilotów Warszawskiego Towarzystwa Lotniczego „Aviata”).

Przełot kanału La Manche stanowił istotny impuls ożywiający polski ruch lotniczy. Aktywizuje się środowisko warszawskich entuzjastów lotnictwa skupionych wokół osób Czesława Tańskiego, Władysława

Umińskiego i Wacława Kocent-Zielińskiego. Wzrost zainteresowania sprawami lotnictwa znajduje swe odbicie na łamach ówczesnej prasy. W lipcu 1909 r. redakcja „Świata” wspólnie z Warszawskim Kołem Sportowym ogłosiła konkurs na polskie pomysły, modele i prace z dziedziny lotnictwa. W organizacji konkursu partycypowało też Stowarzyszenie Techników w Warszawie. Spośród jego członków powołano jury. Celem przyświecającym organizatorom było „skupienie i zbliżenie tych wszystkich którzy pracują u nas na polu aeronautyki”¹.

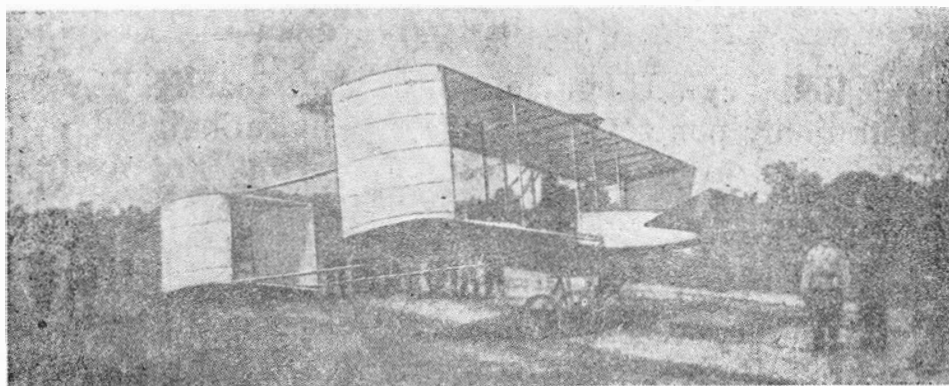
Przełot Bleriota pociągnął za sobą lawinę mniejszych i większych notatek w prasie polskiej. Obszerne relacje zamieszcza m. in. „Kurier Warszawski”, „Tygodnik Ilustrowany”, „Świat”, „Przegląd Lwowski”, „Czas”. F. Laskowski publikuje na łamach „Przeglądu Technicznego” obszerny artykuł zatytułowany „Przełot kanału La Manche przez Bleriota”.

Wydarzenie to, które udowodniło, że samolot, ta nieporadna dotychczas maszyna, której nie wróżono jeszcze wielkiej przyszłości, może zrewolucjonizować dotychczasowe życie człowieka, że przed nią, a nie przed sterowcami, widnieje przyszłość, znalazło swe odbicie nie tylko w prasie.

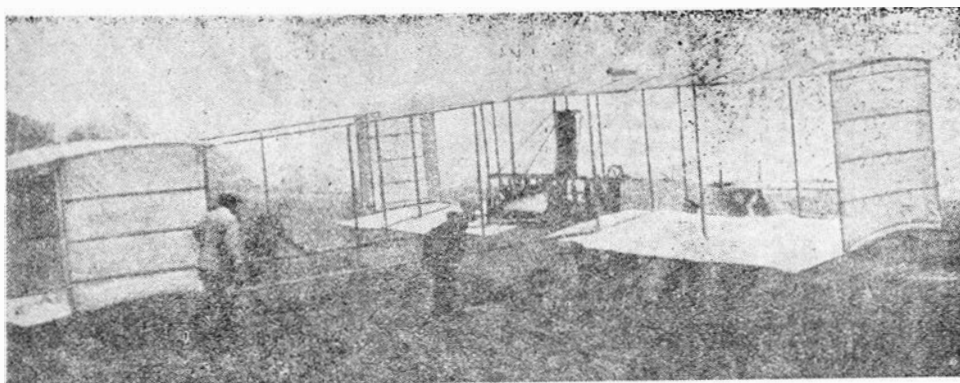
5 sierpnia teatr „Oaza” i kinematograf „Filharmonia” poprzez ogłoszenia na pierwszych stronach „Kuriera Warszawskiego” zawiadamiają o możliwości obejrzenia pierwszych relacji z przełotu. 6 sierpnia na 2-godzinne projekcje z przełotu Bleriota ponad kanałem La Manche zapraszają kinematografy „The Phenomen” i „Czary” z ulic Siennej i Marszałkowskiej. Dwukrotnie w ciągu dnia powtarzane programy przez cały tydzień ściągały tłumy widzów².

Entuzjazm widoczny w informacjach prasowych pozwala nam wyobrazić sobie, jakie wrażenie wywoływał wówczas samolot. Widok tej fascynującej umysły naszych dziadków maszyny wstrzymywał ruch na ulicach Paryża, Londynu, Berlina. Jak Europa długa i szeroka wszyscy marzyli o ujrzeniu człowieka w powietrzu, człowieka-zwycięzcy.

Uczucia te nie były obce i społeczeństwu polskiemu. Pragnie ono na własne oczy zobaczyć samolot, prag-



Farman-Voisin G. Legagneux



Farman-Volsin G. Legagneux

nie przekonać się o prawdziwości tego, co na Zachodzie stało się faktem, a o czym wciąż słyszy — człowiek lata.

W połowie 1909 r. grupa działaczy związanych z Kółkiem Lotniczym Czesława Tańskiego rzuciła myśl zorganizowania pokazów lotniczych w Warszawie. Inicjatywę podjął Aleksander Rajchman, jeden z twórców Filharmonii Warszawskiej i długoletni jej dyrektor. Postać to słynna w całej Warszawie. Założyciel i prezes Towarzystwa Muzycznego, redaktor naczelny Echa Muzycznego, organizator słynnych piątków symfonicznych z udziałem światowej sławy muzyków i solistów operowych. Wprawdzie złośliwi twierdzili, że nie odróżniał klucza wiolinowego od klucza do... windy, lecz nikt nie odmawiał mu ogromnych zdolności organizatorskich.

Na miejsce pokazów wybrano tę część Pola Mokotowskiego (wówczas poligonu wojskowego), na której znajdowało się pole wyścigowe. Nawiązano kontakt z Towarzystwem „Ariel” we Francji i zaproszono do Warszawy pilota Eugeniusza Lefebvre'a wraz z samolotem typu Wright.

W organizacji pokazów partycypowały obok Kółka Tańskiego Stowarzyszenie Techników w Warszawie oraz redakcja „Kuriera Warszawskiego”. Obok Aleksandra Rajchmana, będącego spiritus movens przedsięwzięcia, zaangażowali się w nim Gebethner z Wolffem, Czesław Tański, inż. Piotr Strzeszewski, Wacław Kocent-Zieliński, Stanisław Lubomirski, P. Lilpop.

Już w trakcie organizacji impreza cieszyła się zrozumiałym zainteresowaniem widocznym chociażby ze szpalt „Kuriera Warszawskiego”.

Eugeniusz Lefebvre, młody pilot Towarzystwa „Ariel”, dał się już poznać, i to z jak najlepszej strony, na terenie Francji. W pierwszych dniach sierpnia 1909 r. przebywał wraz ze swym samolotem w Hadze. W Calais podejmował próby przelotu ponad kanałem La Manche. Stąd wyjechał w połowie miesiąca do Kopenhagi. Dalsza marszruta wiodła do Warszawy.

Począwszy od 2 sierpnia rozpoczęto w księgarniach Gebethnera i Wolffa przy ulicy Siennej i na Krakowskim Przedmieściu sprzedaż biletów wstępu na pokazy: „...łoże parterowe rbl. 15, I piętro rbl. 10, krzesło pod łóżami i miejsca na trybunie członkowskiej rbl. 3, miejsca w trybunie głównej rbl. 2, wejście na pięc przed trybunami rbl. 1, miejsca boczne stojące kop. 30...”³.

Pokazy miały odbyć się 22 sierpnia o godz. 17 min 30, o czym też szeroko informowała prasa warszawska. Przypuszczano, że wysokość lotu wahać się będzie w granicach 10—20 m. Wyznaczono nagrody: Kółka Lotniczego za uzyskanie wysokości 10 m, władz wojskowych za 17 m, redakcji Kuriera Warszawskiego za wzniesienie się na wysokość 20 m.

Impreza nie należała do najtańszych, co wcale jednak nie stanowiło czynnika mogącego ograniczyć frekwencję.

„...Miasto całe,
Jak oszalałe
Nową wielkością,
Niesie z radością
Wszystko do gątek,
Za jeden statek
Zastawia skórę...”

Tak widział Warszawę owych dni Tadeusz Boy-Zeleński, czemu też dał wyraz w „Wielkiej feerii awiatyczno-wokalnejszy na jeden głos z towarzyszeniem kilku aeroplanów” zatytułowanej „Tryumfy napowietrzne Pana Rajchmana”⁴.

Tutaj jednak potencjalnych widzów spotkał zawód: 19 sierpnia 1909 r. „Kurier Warszawski” donosi za „Kurierem Sportowym”. „...Wzloty aeroplanu Wrighta, zapowiedziane na niedzielę dnia 22 bm. na placu wyścigowym, z powodu niesprzyjających okoliczności, odroczone do września”⁵.

Plany organizatora pokrzyżował konkurs lotniczy w Reims. Odbywał się w dniach od 22—29 sierpnia i dlatego zaproszony do wzięcia w nim udziału Lefebvre zmuszony był przesunąć swój wyjazd do Warszawy o 14 dni.

Aleksander Rajchman, przebywający wówczas we Francji, natychmiast nadsyła wyjaśnienie, publikowane w „Kurierze Warszawskim”, wyjaśnienie uspokajające opinię publiczną i przedstawiające jej powody przesunięcia terminu pokazów. Organizator informuje równocześnie, że 30 sierpnia wyśle się samolot koleją do Warszawy. Wkrótce po nim przybędzie pilot, przystąpi się do montowania aparatu, kaptuły i pokaz odbędzie się 11 września.

Wyjaśnienie Rajchmana zawiera bardzo ciekawą informację o ufundowaniu przez nieznanego nam z nazwiska arystokratę polskiego, zamieszkałego w Paryżu, nagrody 2000 fr dla lotnika, który po raz pierwszy wzniesie się nad Warszawą na samolocie Wrighta lub Bleriota. Nagrodę tę ofiarodawca nazwał „nagrodą Kopernika”. Plany nieznanego mecenasa sięgały zresztą o wiele dalej. Pragnie on, zainteresowany pracami swych rodaków na polu lotnictwa, zafascynowany osiągnięciami Drzewieckiego i Lipkowskiego, stworzyć w kraju warunki „...które by lotnemu i bystrotem umysłowi polskiemu pozwoliły zająć wybitne miejsce pośród geniuszów, zdobywających państwo atmosfery, jak system ruchu ciał niebieskich wydarł naturze Polak Kopernik”⁶.

Projekt ten spotkał się w Warszawie ze znacznym zainteresowaniem, a „Kurier Warszawski” zmuszony był udzielać czytelnikom odpowiedzi na jego temat. Konkurs w Reims zgromadził całą ówczesną śmietankę lotniczą. Pobito na nim wszystkie dotychczasowe rekordy: odległości, czasu, wysokości, prędkości lotu czyniąc z niego tym samym wydarzenie niepośledniej wagi.

Eugeniusz Lefebvre startując w doborowym towarzystwie Farmana, Bleriota, Lathama, Paulhana, Tissandiera, Curtissa. hr. de Lambert i innych zdobył nagrodę 10 tys. fr za uzyskanie największej prędkości na dystansie 30 km. Zajął też drugie miejsce w konkursie o nagrodę 10 tys. fr dla pilota, który weźmie najwięcej pasażerów i czwarte w wyścigu na dystansie 20 km.

Pierwsze w świecie zawody lotnicze cieszyły się ogromną popularnością nie tylko we Francji. Ich echa docierają także do Polski, wzbudzając zrozumiałe zainteresowanie.

O zawodach w Reims z dnia na dzień informował „Kurier Warszawski” zamieszczając też koresponden-

cje od przebywającego w Reims Aleksandra Rajchmana. Podobnie, szeroki serwis informacyjny zamieszczają „Kurier Sportowy”, „Tygodnik Ilustrowany”, „Świat”.

9 września kinematografy warszawskie otrzymują pierwsze materiały z Reims. O ogromnym zainteresowaniu świadczy fakt, że „The Phenomen” z Siennej 7 prezentował 12 września „Konkurs awiacyjny w Reims” aż trzykrotnie o godz. 15 min 30, 17 min 45 i o godz. 20 min 30⁷.

Konkurs w Reims wpłynął na wzrost zainteresowania lotnictwem w całej Europie. Pod jego bezpośrednim wpływem w okresie od września do końca października odbywają się wielkie tygodnie lotnicze w Paryżu, Brescii, Pickburn, Berlinie, Amsterdamie i Frankfurcie n/Menam.

Na gruncie wzrastającego zainteresowania lotnictwem powstaje w Warszawie projekt utworzenia „Kółka awiatorów polskich”. Celem kółka byłoby zorganizowanie ludzi pracujących u nas twórczo na polu lotnictwa. Istotnym zadaniem byłoby stworzenie, poprzez zorganizowanie się, warunków do pracy konstruktorom i wynalazcom lotniczym. Projekt ten został zrealizowany w postaci powołania do życia z końcem 1909 r. Koła Awiatorów przy Stowarzyszeniu Techników w Warszawie.

Spółeczeństwo polskie żywo reaguje na sprawy lotnictwa i z niecierpliwością oczekuje przybycia lotnika, którego sukcesy w Reims tak eksponuje prasa polska.

Niestety, 8 września 1909 r. Eugeniusz Lefebvre ginie śmiercią lotnika w katastrofie pod Juvisy k. Paryża. Tragedia powoduje odwołanie zapowiedzianych na 2 września pokazów⁸.

Śmierć pilota nie pogrzebała jednak inicjatywy zorganizowania w Warszawie wlotów samolotu.

Energiczne i bezustanne starania Aleksandra Rajchmana doprowadziły do tego, że do Warszawy zaangażowano młodego pilota francuskiego, George Legagneux. Sprowadzono samolot typu Farman-Voisin i wyznaczono termin pokazów na 15 września. Do ich oceny powołano z grona Stowarzyszenia Techników w Warszawie Komisję Badawczą, w której skład weszli m. in. P. Strzeczewski i W. Kocent-Zieliński. Komisja po skończonych pokazach złożyła sprawozdanie zamieszczone w „Przeglądzie Technicznym”⁹.

15 września kilkutyśięczne rzesze publiczności mogły ujrzeć wreszcie samolot. George Legagneux, młody, stawiający dopiero pierwsze kroki w lotniczym fachu pilota, dał się szerzej poznać dopiero później. Na konkursie w Reims nie odniósł specjalnych sukcesów. W 1910 r. pobił rekordy: odległości 515 km w obwodzie zamkniętym i wysokości 3100 m. W 1912 r. ustanowił kolejny rekord świata osiągając wysokość 6100 m. Zginął śmiercią lotnika w 1914 r.

Mimo szeregu prób pilotowi nie udało się wzbic w powietrze. Postanowiono wobec tego powtórzyć wloty następnego dnia. Widzowie stawili się w komplecie już na długo przed rozpoczęciem pokazów. Pilot wykonał trzy wloty, z których w drugim przebył w czasie 1 min 35 sek odległość 1500 m na wysokości 18 m i wylądował, wykonawszy zakręt, przed trybunami.

Wprawdzie ówczesna prasa warszawska wiele miejsca poświęca „lotom” Legagneux, jednakże z tym jego lataniem nie jest taka prosta sprawa, jakby to wynikało z jej opisów. Właściwie wykonywał on długie skoki po polu i z tego powodu publiczność „uczula się zawiedziona”..., wyprowadzoną w pole, wprost oszukana”¹⁰.

Pokaz zamknięty, 18 września, przeznaczony dla władz wojskowych, Komisji Badawczej i prasy, wypadł pomyślniej. Pilot osiągnął wysokość 25 m, utrzymując się w powietrzu 3 min 30 sek i przebywając w linii prostej odległość około 3 km, zakreślając przy tym nieduży krąg. 19 września miała mieć miejsce próba wlotów z pasażerem. Niestety, wskutek uszkodzenia samolotu nie odbyła się.

Po nieudanych pokazach prasa warszawska zamieszcza szereg cierpkich uwag pod adresem nie tylko organizatorów imprezy. „...Próba nie udała się z powodu niedostatecznej sprawności przyrządu i awiatora...” — donosi „Tygodnik Ilustrowany” w nrze 48 z 1909 r. „Świat” stwierdza, że pokaz został zorganizowany dość lekkomyślnie, że pilot nie posiadał dostatecznej wprawy, że teren był zbyt szczupły, że samolot nie był należycie przygotowany¹¹.

Ówczesna prasa zgodnie stwierdza, że wobec triumfów święconych przez Wrighta w Berlinie wloty warszawskie należy zaliczyć do nieudanych.

Po Warszawie krąży szyderczy kuplet: „Przedsiębiorca balonowy, dowcipnego figla spletał, wziął Warszawie grosz gotowy, za ten balon co nie latał”¹².

Do informacji prasowych, dotyczących tak samych wlotów jak i ich oceny, należy jednak podchodzić bardzo krytycznie. Przy ocenie wlotów Legagneux należy pamiętać, że lotnictwo znajdowało się w tym czasie w powijakach, że udany lot poprzedzało wiele nieudanych. Donosząca o sukcesach lotnictwa światowego prasa nie wspomina szerzej o niepowodzeniach, stąd jej oceny dotyczące wlotów dokonywanych na Zachodzie są niepełne i daleko im do obiektywizmu. W rzeczywistości, w konkursach lotniczych w Reims, Brescii, Berlinie codziennie na kilka wlotów udanych można było naliczyć dziesiątki nieudanych, na najlepszych nawet samolotach i z najlepszymi pilotami.

Wobec takiej informacji prasowej o lotnictwie nie należy się zbytnio dziwić, że publiczność warszawska spodziewała się po Legagneux czegoś znacznie większego niż kilkunastosekundowe skoki. Stąd wówd i krytyczne głosy o pilocie. Zawód wskazujący zarazem na powierzchowną raczej znajomość lotnictwa i jego problematyki w społeczeństwie polskim.

Wydaje się, że przy ocenie wlotów Legagneux należy zwrócić uwagę na to, iż warunki atmosferyczne panujące w dniach pokazów w Warszawie były trudne. Wiał silny wiatr wschodni, który poważnie utrudniał start powodując nad Polem Mokotowskim turbulencję powietrza. Wpływ warunków meteorologicznych na niepowodzenie wlotów był o tyle istotny, że Legagneux, stawiający pierwsze kroki w lotniczym fachu, dawał sobie doskonale radę przy dobrych warunkach. Przy złych jego umiejętności okazywały się za małe.

Nie ułatwiał wlotów samo pole wyścigowe, krótkie, posiadające wiele przeszkód w postaci płotów, wypełnione publicznością. Samolot typu Farman-Voisin wymagał dużych przestrzeni na wykonanie zakrętu. Tracił bowiem na wysokości w czasie jego pogłębiania. Pilot posiadając ograniczone możliwości startu, lądowania, obawiając się katastrofy, latał bez zbytecznego zapału, co zresztą nie może być w żadnym przypadku wykorzystane przeciw niemu.

Należy też pamiętać, że pokazy organizowane były z chęcią zysku. Organizatorom w chwili śmierci Lefebvre’a groził zwrot pieniędzy za wykupione już bilety i poważne straty materialne. By ich uniknąć, podjęli zdwojone wysiłki w kierunku ściągnięcia do Warszawy pilota, który mógłby zastąpić Lefebvre’a. Ograniczeni terminem, nie zwracali uwagi na kwalifikacje lotnika, wystarczał im sam fakt, że Legagneux potrafił latać.

Ponadto sam sprzęt, samolot Farman-Voisin, pozostawiał wiele do życzenia. Gaś silnik, a i sam płatowiec nie był w pełni sprawny.

Wiele zastrzeżeń można by też wysunąć pod adresem organizatora. Wybór nieodpowiedniego pola wlotów, słaba praca służby porządkowej, co pociągało za sobą bałagan na starcie. Dochodziło do tego, że lotnik skarżył się: „ja nie wiem gdzie mam usiąść — wszędzie ludzie i ludzie”¹³. Godzinami oczekiwano rozpoczęcia wlotów, podczas gdy montowano płatowiec, poszerzano pole wlotów. Wszystkie te niedociągnięcia, które należy złożyć na konto niedoświadczenia organizatora, nie mogą jednak ująć Aleksandrowi Rajchmanowi cokolwiek z zasługi, jaką było zorganizowanie pierwszych na ziemiach polskich pokazów lotniczych.

Niepowodzenie wlotów nie może też przekreślać ich znaczenia w dziele popularyzacji lotnictwa. Popisy Legagneux wykazały, że płatowiec Farman-Voisin je maszyną o znacznej stateczności, łagodnie unoszącą się z ziemi i lądującą, charakteryzującą się łatwością pilotażu, dzięki czemu konstrukcja ta może być uważana, jak to stwierdzało sprawozdanie Komisji Badawczej, za jedną z najbezpieczniejszych w użyciu. Loty Legagneux udowodniły, że „na płatowcu Voisin może latać każdy, nawet nie obeznany z lotnictwem”¹⁴.

Wzloty wrześniowe zapoczątkowały szereg kolejnych pokazów lotniczych w kraju. W listopadzie 1909 r. dokonuje wzlotów De Caters, w kwietniu 1910 r. Warszawa ma możliwość oglądać wzloty Guyota, w końcu maja Granda, a w czerwcu Utoczkina. Na przełomie czerwca-lipca odbywa się w Warszawie pierwszy tydzień lotniczy.

Pierwsze pokazy lotnicze, cieszące się ogromnym zainteresowaniem, mimo zawodu, jaki sprawiły publiczności, sprowokowały jednak do dyskusji. Na ich marginesie, ale pod bezpośrednim wpływem, rodzi się wiele śmiałych inicjatyw, które stanowiły ogromny krok naprzód w rozwoju ruchu lotniczego na ziemiach polskich. Do 1909 r. działalność lotnicza Polaków nosiła charakter na wskroś indywidualny. Sama zaś praca na polu lotnictwa zawężała się w zasadzie do popularyzacji tej nowej gałęzi techniki. Pokazy lotnicze, stanowiące najwyższą formę popularyzacji, umocniły i zjednoczyły kadrę działaczy, którzy zajmując się ich organizacją przystąpili do nadawania naszym wysiłkom na polu lotnictwa form organizacyjnych. Rok 1909 otwiera nowy etap. Powołanie do życia Koła Awiatorów, później, w 1910 r., Warszawskiego Towarzystwa Lotniczego „Aviata”, powstanie szeregu organizacji lotniczych na terenie Galicji całkowicie zmieniło warunki pracy lotniczej na terenie ziem polskich.

Rozwój ruchu lotniczego na terenie ziem polskich obok tego, że stanowił czynnik wpływający na wzrost

świadomości narodowej Polaków, tym bardziej zasługuje na uwagę, że pozbawieni własnej państwowości, gnębieni kulturalnie i nieskończenie ubożsi od innych potrafiliśmy twórczą pracą zmanifestować swój udział w powszechnym wysiłku ludzkości zmierzającym do podboju przestrzeni powietrznej.

Znamienne są tutaj słowa jednego z działaczy polskiego ruchu lotniczego. „Nie możemy patrzeć z założonymi rękoma — mówił inż. Edmund Libański w wywiadzie udzielonym tygodnikowi „Świat” — jak inne narody torują drogę przyszłości, musimy ze wszystkich sił współdziałać w tej świetnej dziedzinie, tym bardziej pociągającej, że wolnej od wszelkich waśni plemiennych, religijnych i klasowych. Powietrze jest i pozostanie żywiołem par excellence międzynarodowym; rozwój i przyszłość komunikacji powietrznej — to zwycięstwo idei pokoju i zbratania narodów, a do tej wielkiej sprawy czyż możemy nie pragnąć dołożyć choć małą z naszej strony cegiełkę? Kto wie, czy żegluga powietrzna nie zaważy kiedyś potężnie i dobroczynnie na szali naszych losów”¹⁵.

Przypisy

- ¹ „Kurier Warszawski”, 1909 r. nr 206 z 28.VIII.
- ² „Kurier Warszawski”, 1909 r. nr 214—220 z 5—11.VIII.
- ³ „Kurier Warszawski”, 1909 r. nr 221 z 12.VIII.
- ⁴ T. Boy-Zeleński: *Tryumfy nadpowietrzne Pana Rałchmana*, w: *Słowska*, Wyd. Literackie, Kraków 1962, s. 424—425.
- ⁵ „Kurier Warszawski”, 1909 nr 228 z 19.VIII.
- ⁶ „Kurier Warszawski”, 1909 r. nr 229 z 20.VIII.
- ⁷ „Kurier Warszawski”, 1909 r. nr 252 z 12.IX.
- ⁸ „Kurier Warszawski”, 1909 r. nr 249 z 9.IX.
- ⁹ *Wzloty aeroplanu dokonane w Warszawie w dn. 15, 16, 18 i 19 września 1909 r. przez pil. Legagneux*, „Przegląd Techniczny” nr 39 z 30.IX.1909 r., s. 438—440.
- ¹⁰ „Świat”, 1909 r. nr 40 z 2.X.
- ¹¹ „Świat” 1909 r. nr 39 z 25.IX.
- ¹² jw.
- ¹³ „Świat”, 1909 r. nr 40 z 2.X.
- ¹⁴ W. Abramowski: *Lotnictwo współczesne*, Warszawa 1910, s. 152.
- ¹⁵ „Świat” 1909 r. nr 52 z 24.XII.

Dokończenie ze str. 29

Wnioski

● Ponieważ nie zostały całkowicie zlikwidowane sytuacje kolizyjne w ruchu lotniczym, konieczne jest podjęcie gruntownych studiów w tym zakresie przez odpowiednie lotnicze jednostki organizacyjne.

● Ważnymi czynnikami powodującymi wzrost średniej liczby przecięć sąsiednich poziomów lotu przez samolot lecący na wyznaczonym poziomie są błędy systematyczne wysokościomierzy oraz niedokładne utrzymywanie nakazanych wysokości przez załogi statków powietrznych. Wynika stąd konieczność określania i usuwania tych błędów oraz podnoszenie poziomu fachowego i dyscypliny personelu latającego.

● Metody probabilistyczne — jako nowoczesny aparat matematyczny do rozwiązywania praktycznych problemów nawigacji i ruchu lotniczego — powinny być szeroko rozpowszechniane wśród technicznych pracowników lotniczych, kontrolerów ruchu lotniczego i personelu latającego.

Literatura

1. Abbott M. R.: *Some remarks on the distribution of aircraft track — keeping errors*. „Journal of the Institute of Navigation” 1965 nr 3.
2. Buczyński T.: *Określanie separacji pionowych w ruchu lotniczym*, „Biuletyn Informacyjny Lotnictwa Cywilnego” 1967 nr 28.
3. Durst C. S.: *Abnormal errors and aircraft separation over the North Atlantic*, „Journal of the Institute of Navigation” 1959 nr 1.
4. Fisz M.: *Rachunek prawdopodobieństwa i statystyka matematyczna*, PWN 1967.
5. Janicki A., Kulikowski J. L.: *Pewien model systemu kierowania ruchem lotniczym — referat na konferencję naukową akrl — nie opublikowany*.
6. Koppe H.: *Zur Frage der Höhenstufelung von Flugzeugen Irreführende Begriffe in der Luftfahrzeugführung*, „Z. Flugwiss” 1960 nr 4.
7. Kotlarski I.: *Rachunek prawdopodobieństwa dla inżynierów*, WNT 1960.
8. Kulikowski J. L.: *Statistical properties of an air-traffic control system based on a central processor — referat na sympozjum w Wersalu 1—5 czerwca 1970 pt. 1er Symposium International sur la regulation du trafic*.
9. Libura M., Walukiewicz S.: *Zasady ogólne i algorytm, przetwarzania informacji w systemie cywilnego ruchu lotniczego*, „Prace Instytutu Automatyki PAN” 1969 nr 83.
10. Oacley B. W.: *Détection et résolution de conflit par le contrôle de trafic aérien*, „Navigation” 1965 nr 51.
11. Parker J. B.: *The effect of blunders on collision risk calculation*, „Journal of the Institute of Navigation” 1958 nr 11.
12. Reich J. G.: *Analysis of long-range air traffic systems, Separation standards*, „Journal of the Institute of Navigation” 1965 nr 3.
13. Treweek K. H.: *An approach to the problem of estimating safe separation standards for air traffic*, „Journal of the Institute of Navigation” 1965 nr 3.
14. Vickers T. K.: *Recent developments in collision avoidance, The controller — IFATCA*, „Journal of Air Traffic Control”, 1967 nr 2.

The manned space research flights and the unmanned space research vehicles

In this article the author explains the opinion, that it is not right to oppose the unmanned space research vehicles to the manned space research flights. These two methods of space research should be treated as the successive stages of a space research programme. The unmanned space vehicles shall not replace the manned flights but shall precede these flights.

OTYS J., SZCZECIŃSKI S.

621.454—253—71

About three methods of turbines cooling of aircraft engines

In this article the influence of three methods of turbines cooling of aircraft engines on temperature distribution in turbine rotor disc and on strength and constructional form of this disc is explained.

ŁĘKOWSKI M., PETUŁSKI J.

533.6.013.7:629.7.072.5

The aircraft spinning investigations

The requirements concerning the aircraft spinning do not take into account its non typical features. It is necessary to carry-out the investigations of non typical aircraft spinning. In this paper the investigations of typical and non typical spinning and the analysis of results are presented.

OLEARCZUK E.

42—5

The need of the exploitation theory

In this article some factors indicating the need of the exploitation theory are discussed.

BUCZYŁKO T.

656.7.084

Some notes about collision in air traffic

In this paper the probability methods used for solving the practical problems of the air navigation and the air traffic are discussed.

KRONIKA

W dniu 18 grudnia ub. r. w Klubie Oficerskim Dowództwa Wojsk OPK odbyła się tradycyjna koleżeńską wieczornicą Warszawskiego Klubu Seniorów Lotnictwa. Na spotkanie przybyło 150 seniorów z Warszawy oraz innych miejscowości kraju.

Niestety pięciu seniorów nie doczekało koleżeńskie spotkanie; zebrani uczcili ich pamięć chwilą ciszy.

Pozegnanie Starego Roku połączone zostało z uroczystym wręczeniem zasłużonym seniorom i weteranom: medali „Za zasługi dla obronności Kraju”, odznak „Zasłużonego Działacza dla Lotnictwa Sportowego”, medali „50-lecia lotnictwa sportowego”, wreszcie plaketek za 50-lecie pracy w lotnictwie.

Gospodarzem spotkania był prezes WKSL Kazimierz Chorzewski. Seniorzy skierowali depeszę do gen. Raczkowskiego. Serdeczne życzenia noworoczne złożyli zebrany w imieniu APRL i Aeroklubu Warszawskiego gen. Jagiełło i płk Zieliński. Przemawiali również prezes Rady Seniorów Lotnictwa S. Szczeciński oraz przedstawiciel ZBOWiD.

Miłą lotniczą uroczystość zakończyły wspomnienia, toasty i uściski towarzyszy broni i kolegów w pracy.

U schyłku ub. r. na zawsze opuścił szeregi Klubu Seniorów Lotnictwa kpt. inż. Antoni Mroczkowski. Zmarły pilot-weteran z okresu pierwszej wojny światowej, dekorowany licznymi odznaczeniami bojowymi i cywilnymi, w kraju i za granicą — był zasłużonym działaczem w lotnictwie polskim.

Na ubiegłorocznych targach w Brnie przemysł czechosłowacki pokazał małe wiroplaty. Eksponowany był dwumiejscowy wiroplatac Aerotechnik A-70 oraz jednomiejscowy wiatrakowiec tej samej wytwórni z Kunowic. Oba wiroplaty demonstrowano w locie.

Bułgarskie towarzystwo komunikacji powietrznej „Bałkan” uruchomiło regularną linię towarową Sofia—Wiedeń—Paryż.

KRONIKA

■ 6 stycznia br. odbyła się warszawska konferencja NOT przed VI Kongresem Techników Polskich, w której uczestniczyli m. in. prezes ZG NOT B. Rumiński, przewodniczący KNiT prof. dr J. Kaczmarek, wiceminister Oświaty i Szkolnictwa Wyższego R. Mistewicz oraz wiceprezes PAN prof. dr D. Smoleński. Konferencję, która obradowała pod hasłem „Technika w procesie intensyfikacji gospodarki” prowadził przewodniczący OW NOT prof. T. Puff. Wśród 504 mandatariuszy ze stowarzyszeń naukowo-technicznych NOT stolicy i województwa warszawskiego znaleźli się 4 przedstawiciele ośrodków lotniczych: dwaj z Instytutu Lotnictwa (kol. kol. Jankowski i Królikiewicz), jeden z ITWL (kol. Ostrowski) oraz jeden z WSK Warszawa II (kol. Zaremba). W broszurze wydanej przez Oddział Wojewódzki NOT, obejmującej wyniki prac 13 sekcji Komitetu Organizacyjnego Kongresu, lotnictwu usługowemu w Polsce poświęcono wzmiankę w materiałach Sekcji XII, stwierdzającą, że „Polska znajduje się wśród państw europejskich na ostatnim miejscu pod względem ilości przewozów na mieszkańca... Na podobnym poziomie kształtuje się rozwój lotnictwa w zakresie usług rolniczych, natomiast w innych działach gospodarki usługi lotnicze praktycznie nie istnieją”.

Zarówno w pracach Sekcji VI (Budowa i eksploatacja maszyn, aparatury i urządzeń), jak również w przygotowanym tekście uchwały Warszawskiej Konferencji Przedkongresowej — nie umieszczono żadnych postulatów dotyczących przemysłu lotniczego.

W tym stanie rzeczy kol. Zaremba, jako sekretarz Sekcji Lotniczej SIMP, wygłosił na Konferencji przemówienie oraz zgłosił wniosek treści następującej:

„Przywrócić znaczenie i zapewnić rozwój przemysłowi lotniczemu w Polsce:

- jako przemysłowi niezbędnemu dla gospodarki narodowej i obronności kraju
- jako wytwórcy wyrobów eksportowych i źródła dewiz
- jako dziedzinie wiodącej technicznie dla innych przemysłów i stymulatorowi postępu”.

Prof. dr Kaczmarek — w swej wypowiedzi — porównał przemysł lotniczy do okrętowego, który w swoim czasie przechodził kryzys i dał wyraz przekonaniu, że polski przemysł lotniczy powinien istnieć i zaspokajać potrzeby gospodarki narodowej, a w pierwszym rzędzie podjąć opracowanie samolotu rolniczego. Niewłaściwą politykę lotniczą skrytykował prof. Bukowski, informując równocześnie, że wstrzymany został nabór kandydatów na kierunek lotniczy Politechniki Warszawskiej.

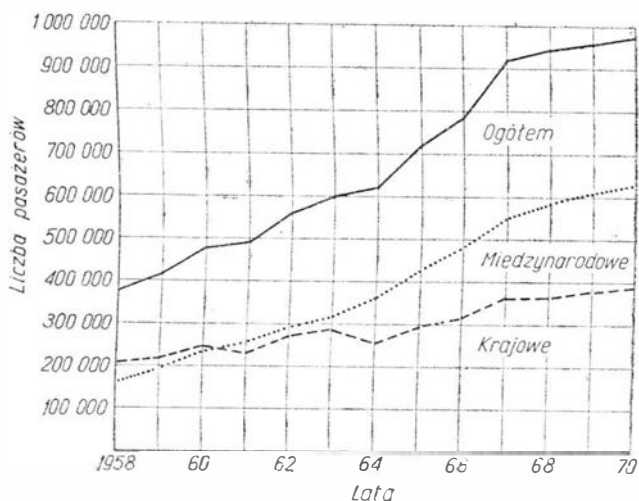
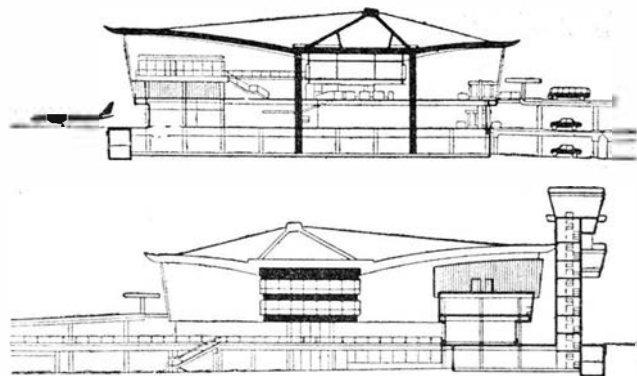
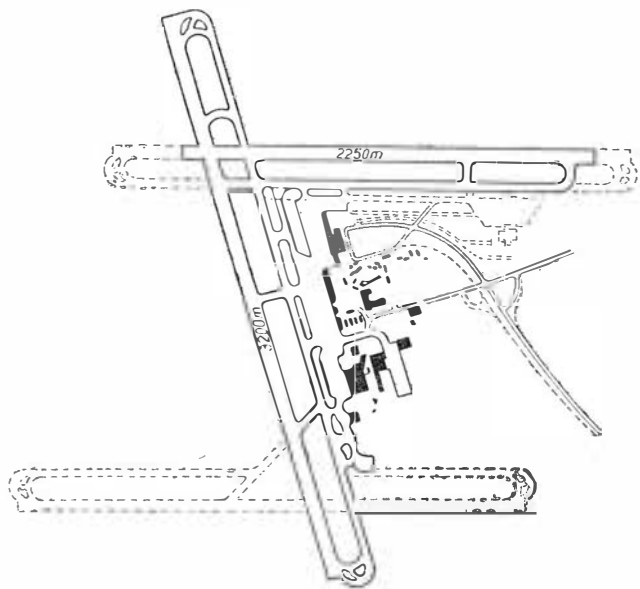
Przedstawiciele lotnictwa złożyli w komisji wnioskowej konferencji uzupełnienie do uchwały (w części obejmującej rozwój przemysłu maszynowego i in.) treści następującej:

„Ustalenie perspektyw rozwoju i programu działania oraz zapewnienie kadr dla przemysłu lotniczego”.

Zebrani przyjęli projekt uchwały z wprowadzonymi poprawkami, a następnie głosowali na listę 262 delegatów na VI Kongres. Oddział Warszawski SIMP zgłosił 44 delegatów, zaś wśród nich przewodniczącego Koła SIMP przy Instytucie Lotnictwa kol. Antoniego Jankowskiego.

■ Na plenum Komitetu Nauki i Techniki, które 14 stycznia br. obradowało w Warszawie pod przewodnictwem prof. dra J. Kaczmarka — przyjęto postulat, aby wraz z korektą głównych zadań gospodarczych na 1971 r. oraz na lata 1972—75, zmienić również strukturę i zakres problemów węzłowych. Stwierdzono, że ponownego rozważenia wymaga m. in. sprawa lotnictwa gospodarczego, w oparciu o posiadany poważny potencjał naukowo-badawczy, techniczny i produkcyjny.

■ Zarząd Główny SIMP — jako delegatów na VI Kongres Techników Polskich — zgłosił przewodniczącego i wiceprzewodniczącego Zarządu Sekcji Lotniczej. Kol. Kostia współpracuje w Sekcji XII, zaś kol. Misiorek — w Sekcji VI Kongresu.



nicy w godzinach porannych i wieczornych. Do takiego ruchu dostosowano budynek dworcowy.

W celu usprawnienia ruchu całkowicie zlikwidowano stanowisko odpraw, bagaż transportowany jest trzema ciągami taśmowymi. Obsługa pasażerów odbywa się w trzech dwustronnych ciągach. Pasażerowie odlatujący korzystają z górnego poziomu, którym docierają od wejścia do dworca aż do samolotu. Dla ułatwienia ruchu pasażerskiego w najbliższym czasie przewiduje się wprowadzenie pomostów teleskopowych.

Ruch przylotowy obsługuje poziom dolny. Po odprawie celnej pasażerowie przechodzą do poczekalni, skąd już docierają na parking lub do środków komunikacji miejskiej.

Dworzec lotniczy wykonany został całkowicie z materiałów krajowych. Stalowa konstrukcja dachowa podtrzymywana jest za pośrednictwem lin. Najbardziej uderzającą cechą budynku jest zewnętrznie po-

chyła powierzchnia oszklenia. Przyciemnione szkło chroni wnętrze przed ostrymi promieniami słonecznymi.

W hali odpraw znajdują się 2 restauracje — jedna na 120 miejsc w strefie odlotów zagranicznych, a druga na 250 miejsc w strefie krajowej. Na parterze, gdzie znajdują się szatnie i umywalnie, jest oddzielna restauracja dla personelu na 310 miejsc.

Dach oparty na specjalnych filarach służy jako taras publiczny, a wieża kontrolna jest jednocześnie jednym z elementów nośnych dachu.

W budynku dworcowym funkcjonują trzy systemy informacji pasażerów: dwa wizualne i jeden dźwiękowy. Jeden z systemów wizualnych składa się z sześciu wielkich zdalnie sterowanych tablic elektrycznych. System kontroli telewizyjnej ma do dyspozycji 65 monitorów umieszczonych w 65 różnych częściach dworca.

Na dworcu zatrudnionych jest 400 spikerów. Oddzielny system łączności i informacji istnieje dla personelu lotniska. W budynku dworcowym znajduje się ponad 100 znaków informacyjnych w językach: angielskim, szwedzkim i fińskim.

Aparatura klimatyzacyjna dostarcza 210 tys. m³ świeżego powietrza na godzinę.

W budynku dworcowym znajdują się sklepy bezcłowe. Perspektywy rozwojowe.

Budynek dworcowy przeznaczony jest na przyjęcie około 1,5 mln pasażerów rocznie, a około 1000 pasażerów na godzinę w szczycie przewozowym. Poziom ten osiągnięto już w 1969 r.

Niespodziewany dynamizm rozwojowy powoduje, że już obecnie przystąpiono do wydłużenia głównego hallu. Jednocześnie montuje się pomosty nazimie prowadzące do samolotów. Kolejnym etapem będzie budowa oddzielnego dworca komunikacji krajowej.

Przewiduje się, że w latach osiemdziesiątych przewozy osiągną poziom 4,5 mln pasażerów. Poziom ten będzie niesłychanie duży mając na uwadze, że ludność Finlandii wynosi około 4,6 mln.

Rozbudowie ulegnie dworzec towarowy, a właściwie powstanie nowy, bowiem na miejscu starego powstanie dworzec krajowy.

Przewidywane koszty rozbudowy mają wynieść 17,6 mln dolarów.

Finlandia jest wyjątkowo atrakcyjnym rynkiem turystycznym i pod tym kątem widzenia przewiduje się rozwój transportu lotniczego.

Dokończenie z II str. okł.

ce do dnia 21 lipca 1945 r., potem przejęły ją władze polskie i prowadziły, początkowo jako przedsiębiorstwa mieleckiego poznajemy ze szpalt „Konfrontacji”. Działalność ostatnich lat omawia dyrektor naczelny WSK w Mielcu mgr Tadeusz Ryczał w wywiadzie udzielonym redaktorowi naczelnemu pisma. Wrześniowy numer „Konfrontacji”, któ-

ry można nazwać mieleckim, prócz historii mieleckich zakładów, która jest lotnicza, zamieszcza również receptę na ekonomikę eksportu, wywodzącą się z produkcji samolotów. Zaś w artykule „Powietrzny sojusznik rolnika” stawia podstawowe dla gospodarki krajowej i eksportu pytanie: „czy Polska wykorzysta niepowtarzalną szansę podjęcia produkcji nowoczesnego „rolnika” dla krajów RWPG?”
A. Urbański, autor analitycznego artykułu o sytuacji w agrolotnictwie, sugeruje niedwuznacznie, że tę szansę —

która dziś „leży na ulicy” — powinien podjąć region rzeszowski (wytwórnice w Mielcu i w Rzeszowie). Kolegium naszej Redakcji zgadza się z tą opinią i głosuje za nią jednogłośnie.
Na koniec dodajmy, że mielecki numer rzeszowskiego przeglądu zawiera jeszcze ciekawą dyskusję przeprowadzoną przez zespół Redakcji z młodymi inżynierami WSK w Mielcu na temat adaptacji stażystów oraz artykuł o cennej i owocnej akcji szkolenia i doszkalania specjalistów w tymże zakładzie.

Z.

lotnicze porty świata



HELSINKI

„Finnair” i jego nowe lotnisko Helsinki to najbardziej na północ Europy wysunięta nowoczesność w lotnictwie.

Finlandia to kraj kilku tysięcy jezior i olbrzymich zespołów leśnych. Patrząc na mapę tego kraju, jego zaludnienie i rozwój gospodarczy, może się wydawać, że lotnictwo nie ma tutaj dogodnych warunków rozwojowych, gdy tymczasem transport lotniczy okazał się tu nieomal koniecznością.

Historia fińskich linii lotniczych „Finnair” datuje się od 1 listopada 1923 r., kiedy to powołano do życia przedsiębiorstwo „Aero” O/Y wyposażone w jeden samolot typu „Junkers” F-13. Towarzystwo to uruchomiło w marcu 1924 r. połączenie między Helsinkami i Tallinem. Helsinki nie miały wówczas lotniska, dlatego wykorzystano dogodne obszary wodne jednego i drugiego miasta.

W 1936 r. Finlandia uzyskuje dwa lotniska — jedno w Malmi (pod Helsinkami), drugie w Turku. Jednak do drugiej wojny światowej nie szczególnego nie można odnotować w działalności lotniczej.

Po zakończeniu drugiej wojny światowej państwo odkupiło 72% akcji przedsiębiorstwa lotniczego, a jednocześnie zakupiono 9 samolotów typu DC-3 pochodzących z demobilu amerykańskiego. Stopniowo „Finnair” zakupiło samoloty typu „Convair” 340 i 440. Ambicje przedsiębiorstwa systematycznie narastały.

Obecnie flota powietrzna „Finnair” składa się z 9 samolotów typu „Convair” 440, 8 samolotów „Super Caravelle” oraz 2 samolotów DC-8-62. Te dwa ostatnie samoloty przeznaczone są do lotów transatlantyckich z Helsinek do Nowego Jorku przez Kopenhagę i Amsterdam. Dla pełnego wykorzystania DC-8 organizuje się również loty czarterowe w strefie Morza Śródziemnego.

W dalszym ciągu wykorzystywane są samoloty DC-3 (4 sztuki) dla przewozów towarowych. Przewozy towarowe realizuje głównie „Kar-Air”, który dysponuje ponadto samolotami DC-6.

Systematyczny rozwój transportu lotniczego, a przede wszystkim otwarcie linii atlantyckiej zobowiązywało do budowy nowoczesnego lotniska. Nowe lotnisko usytuowano 20 km na północ od Helsinek. Budowę rozpoczęto w 1950 r. Proces budowy znacznie został przyspieszony w związku z olimpiadą 1952 r.

W roku olimpiady oddano do eksploatacji 2 pasy startowe po 2000 m oraz zapoczątkowano budowę dworca lotniczego. Wprowadzony do eksploatacji nowy sprzęt dyktował jednak nowe wymagania.

Przygotowania planów rozbudowy lotniska zapoczątkowano w 1961 r., plac budowy uruchomiono w 1966 r., a kamień węgielny wmurowano 12 maja 1967 r. Nowoczesny dworzec lotniczy oraz wszystkie urządzenia towarzyszące oddano do eksploatacji w ciągu dwóch lat i dwóch dni. Oficjalne otwarcie portu lotniczego odbyło się 7 września 1969 r. a więc w 50 rocznicę Fińskiego Towarzystwa Lotniczego.

Długość pasów startowych lotniska Helsinki wynosi 3200 m oraz 2250 m. Drugi pas ma być przedłużony do 3000 m. Przewiduje się również budowę trzeciego pasa. Główny pas startowy ma pełne wyposażenie elektroniczne i świetlne oraz ILS do lądowania wg II kategorii.

Na uroczystości inauguracyjnej minister Paaro Aitio podkreślił, że oddawane do eksploatacji lotnisko nie może być uważane jako finalne, nie zabezpiecza ono bowiem obsługi nowoczesnego samolotu typu „Jumbo Jet”.

Problem polega nie na przepustowości lotniska i wytrzymałości pasów, a w trudnościach towarzyszących, między innymi hotelowymi.

Ostatnio powołano do życia towarzystwo Interhotel O/Y mające przejąć budowę wielkiego hotelu w Helsinkach, który ma być już gotowy w 1971 r. Towarzystwo lotnicze „Finnair” ma 35,8% udziału w kapitale akcyjnym. Pozostali udziałowcy to: Intercontinental Hotel Corporation, Komallis — Osake — Pankki (fiński bank handlowy) oraz Osuustukknappa (Towarzystwo Spółdzielcze Hurtowników).

Helsinki nie spodziewają się jednak w najbliższych latach przyjęcia samolotów „Jumbo Jet”, a dla samolotu klasycznego lotnisko to wystarczy na wiele lat.

Dworzec lotniczy

Nowy dworzec lotniczy ma nietypowe rozwiązanie. Jest wyjątkowo atrakcyjny i funkcjonalny. W porcie Helsinki ze względu na jego specjalny charakter portu docelowego obserwuje się wzmożony ruch lot-