



**technika
lotnicza
i astronautyczna.**

5
1969

Redakcja *Techniki Lotniczej i Astronautycznej* zaprasza do uczestnictwa w konkursie

TECHNIKA LOTNICZA W DWUDZIESTOPIĘCIOLECIU PRL

Intencją organizatorów Konkursu jest, aby wśród uczestników znaleźli się pracownicy przemysłu lotniczego oraz użytkownicy samolotów, śmigłowców i szybowców.

Przedmiotem Konkursu będzie opracowanie (artykuł) na tematy dotyczące zagadnień teoretycznych, konstrukcyjnych, wyposażenia, eksploatacji i technologii sprzętu lotniczego oraz innych dziedzin związanych z lotnictwem, a więc meteorologii, medycyny lotniczej itp.

Jako termin zakończenia Konkursu przewiduje się dzień 31 października 1969 r.

Autorom najlepszych opracowań przyznane będą cenne nagrody, a ich prace będą opublikowane w *Technice Lotniczej i Astronautycznej*. Informacje uzupełniające zamieścimy w numerze lipcowym *Techniki Lotniczej i Astronautycznej*.

Redakcja

KRONIKA

▲ W nawiązaniu do uchwały V Zjazdu PZPR postulującej lepsze przygotowanie młodzieży do pracy w zawodzie „Skrzydłata Polska” występuje ze słusznym i życiowym dezyderatem powołania do życia szkoły pilotów zawodowych w celu zaspokojenia potrzeb kadrowych lotnictwa komunikacyjnego, rolniczego, sanitarnego, sportowego i gospodarczego. Kolegium Redakcyjne organu Sekcji Lotniczej SIMP jest zawsze gotowe — słowem i piórem — poprzeć tę inicjatywę bratniego czasopisma.

▲ Pierwszy polski szybowiec z laminatu — „Jantar” przygotowali do produkcji konstruktorzy Szybowcowych Zakładów Doświadczalnych w Bielsku Białej. Będzie to szybowiec wyczynowy klasy otwartej. W tym roku będą zbudowane pierwsze egzemplarze, zaś w 1970 r. „Jantary” otrzymają nasi wyczynowcy. Poza tym na mistrzostwa świata, które odbędą się w USA w 1970 r. Szybowcowe Zakłady Doświadczalne przygotowują nowy szybowiec: „Cobra” w klasie standard i „Cobra 17” w klasie otwartej. Będą one rozwinięciem „Foki 5”. Szybowce te ma otrzymać nasza kadra. Zamierza się również zmodernizować szybowce „Zefir 3” i „Zefir 4”.

▲ Polskie Linie Lotnicze „Lot” w 1968 r. przewiozły ogółem 774 tys. pasażerów, w tym 240 tys. cudzoziemców. Frekwencja — w porównaniu z 1967 r. — wzrosła na liniach zagranicznych o 14%, zaś na krajowych — o 18%. Przewóz towarów powiększył się o 26%. Z przelotu z Katowic do Warszawy i Gdańska skorzystało w ub.r. 30 tys. pasażerów.

▲ PLL „Lot” — swój jubileuszowy rok istnienia upamiętnia nowym połączeniem zagranicznym na trasie Warszawa — Istantbul via Bukareszt (dwa razy w tygodniu). Zapowiadane jest także zwiększenie częstotliwości kursów do dwóch dziennie na liniach do Związku Radzieckiego i Francji.

▲ We Wrocławiu zbudowany zostanie port lotniczy kosztem 80 milionów zł. Budowa ma się rozpocząć w 1972 r., zaś przekazanie portu do eksploatacji w 1975 r.

▲ W 1975 r. Kielce mają otrzymać połączenie lotnicze z Warszawą oraz z kilkoma miastami wojewódzkimi. Początkowo do potrzeb komunikacji pasażerskiej przystosowane zostanie lotnisko aeroklubowe w Mastowie. Dopiero w latach 1980—1985 wybudowany będzie nowoczesny port lotniczy w rejonie Kielc.

▲ 22 lipca br. Bydgoszcz otrzyma stałe połączenie lotnicze z Warszawą. Do tego czasu w Bydgoszczy zostanie ukończona budowa portu lotniczego. Planuje się, że w następnych latach Bydgoszcz otrzyma połączenia z Katowicami i Gdańskiem.

▲ Teren lotniska Aeroklubu Warmińsko-Mazurskiego w Olsztynie został w 1969 r. dwukrotnie powiększony, a tym samym wykonano pierwszy etap prac związanych z rozbudową. Planuje się do 1973 r. wybudowanie hangaru i zaplecza technicznego.

▲ Przez Warszawę przebiegać będą nowe linie lotnicze. Fińskie linie lotnicze otwierają nowe połączenia: Helsinki — Sztokholm — Warszawa — Budapeszt i Helsinki — Sztokholm — Warszawa — Praga. Bułgarski „Bałkan” inauguruje linię z Sofii przez Warszawę do Skandynawii. Na początku lutego br. przedsiębiorstwo „Bałkan” uruchomiło (po kilkuletniej przerwie) połączenie Sofia — Warszawa — Sofia, które obsługuje samolot Tu-134. W sezonie letnim przeloty będą się odbywać dwa razy na tydzień. Czas przelotu — 1 godz. 40 min.

▲ Lotnicy rozstają się z „kukuźnikami”. W Aeroklubie Opolskim odbędzie się uroczystość pożegnania ostatniego samolotu „Po-2”. Przekazany zostanie na złom, ale po pożegnaniu, na własnych skrzydłach poleci do miejsca, gdzie rozebrany zostanie na części.

▲ Janowi Nagórskiemu przysługuje zaszczytne miano pierwszego lotnika polarnego. W latach 1912—13 trzy kolejne wyprawy rosyjskie przedsięwzięte dla zbadania obszarów podbiegunowych zginęły bez wieści i próby ich odnalezienia nie dały wyników. Zapadła wówczas śmiała decyzja użycia do poszukiwań samolotu. Nagórski dokonał ponad 20 lotów nad obszarami podbiegunowymi, Nową Ziemią i Morzem Barentsa, a najdłuższy przelot sięgał 400 km.

▲ Red. J. Kędziński ze „Skrzydłatej Polski” zadał sobie trud ustalenia, jakie ulice w Warszawie noszą nazwy związane z lotnictwem, kosmonautyką lub techniką raketową. Jest ich obecnie 28, lecz na wniosek Klubu Seniorów Lotnictwa chyba wkrótce przybędą w stolicy ulice poświęcone pamięci Zygmunta Puławskiego (konstruktora słynnych samolotów myśliwskich), Antoniego Kocjana (wybitnego konstruktora lotniczego) i Szczepana Przegorczyka (pioniera szybownictwa polskiego).

W numerze

czerwcowym

w drugiej części artykułu na temat wystawy lotniczej w Farnborough 1968 omówiona będzie produkcja i konstrukcja szybkich samolotów służbowych „Jetstream” i DH-125, odrzutowych samolotów szkolno-treningowych i lekkich szturmowych „Jet Provost”, MB-326 i „Galbeb”, najciekawszej konstrukcji na wystawie samolotu pionowego startu „Harrier” oraz przedstawione będą projekty samolotów obecnie opracowywanych przez angielski przemysł lotniczy.

Prędkości wchodzenia statków kosmicznych w atmosferę przy powrocie z orbit bliskoziemskich wynoszą ok. 8 m/s, narzwanie aerodynamiczne przy takich prędkościach może łatwo zniszczyć każdy statek, jeśli nie został on odpowiednio zabezpieczony. W artykule na ten temat wyjaśniona będzie celowość budowy statków kosmicznych, które po powrocie z Kosmosu w atmosferę będzie można pilotować w znaczeniu aerodynamicznym. Opisany będzie sposób kształtowania pojazdu wytwarzającego siłę nośną mimo braku skrzydeł, omówione będą prace badawcze i projektowe wykonane w Stanach Zjednoczonych w dziedzinie pojazdów tego typu i przedstawiony rozwój szybowców bezskrzydłowych M2, M2-F1, M2-F2 i HL-10. Opisany będzie też przebieg w locie pojazdu M2-F2. Lotnicze silniki Wankla znajdują się w stadium wczesnego rozwoju, wkraczając w etap prób w locie. Interesująca jest ocena szans rozpowszechnienia się ich w lotnictwie. W artykule na ten temat przedstawiona będzie próba takiej oceny w porównaniu z konwencjonalnymi silnikami tłokowymi i silnikami turbinoowymi. Omówiony będzie też dotychczasowy rozwój i stan obecny lotniczych silników Wankla.

Oprócz artykułów wspomnianych wyżej w numerze 6 zamieszczone będą m.in.: artykuł na temat kontroli stanu technicznego silników turbinowych w czasie ich eksploatacji, artykuł na temat opłacalności modernizacji śmigłowców na przykładzie modernizacji śmigłowca Mi-2, artykuł omawiający zadania lotu statku „Apollo” 9, artykuł „Rynek lotniczy i potrzeba jego badania”.

Odczyty

W ramach akcji prowadzonej przez *Technikę Lotniczą i Astronautyczną* od kilku miesięcy przedstawiciele naszej Redakcji wygłaszają odczyty na tematy reprezentowane przez nasz miesięcznik. Odczyty te odbyły się już w wielu miastach wojewódzkich i powiatowych w klubach NOT oraz Międzynarodowych Klubach Prasy i Książki, m.in. w Olsztynie, Plocie, Koszalinie. Odczyty ilustrowane są filmami i przezrociami.

Akcja nasza spotkała się z dużym zainteresowaniem, o czym świadczą duża ilość stuchaczy przybywających na spotkania i ożywiona dyskusja po odczytach. Z tych względów celowe wydaje się informowanie, kiedy i gdzie będą wygłaszane odczyty. Na razie podajemy terminy i tematy odczytów, które będą wygłoszone w Warszawie, w Klubie Prasy Technicznej NOT, przy ul. Mazowieckiej 12:

5 maja o godz. 18.00

o „SAMOLOTACH, SZYBOWCACH I ŚMIGŁOWCACH NA WYSTAWIE FARNBOROUGH 1968” będzie mówić dr inż. Andrzej Glass.

29 maja o godz. 18.00

o „PRZYGOTOWANIACH DO WYPRAWY NA KSIEŻYC” będzie mówić dr inż. Andrzej Marks. Odczyt będzie ilustrowany filmem pt. „Apollo” 8.

9 czerwca o godz. 18.00

o „AKTUALNYM STANIE I PERSPEKTYWACH ROZWOJU TRANSPORTU LOTNICZEGO NA ŚWIECIE” będzie mówić dr Bronisław Dostatni. Odczyt będzie ilustrowany filmem.

TECHNIKA LOTNICZA I ASTRONAUTYCZNA

MIESIĘCZNIK
SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XXIV

Maj 1969

Zeszyt 5

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

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

SPIS TREŚCI

	Str.
A. Marks: Manewr połączenia statków „Sojuz”	1
Pierwsza wyprawa w sąsiedztwo Księżyca (dok.)	2
A. Glass: Farnborough 1968. Szybowce i samoloty lekkie	5
B. Dostatni: Przed startem autobusów powietrznych i samolotów naddźwiękowych. Rozważania ekonomiczne (dok.)	9
M. Żebrowski: Lot w turbulencji według wskazań przyrządów pokładowych (dok.)	12
E. Kołodziński: Niektóre zagadnienia budowy nawierzchni lotniskowych	14
Z. Pytlewski: Możliwości obliczania wpływu błota i wody na nawierzchni pasa startowego na długość rozbiegu samolotów odrzutowych	18
T. Brzyski, B. Grabowski: Ekonomiczna efektywność zastosowania frezarek ze sterowaniem programowym	21
Na marginesie artykułu „Aeroflot” opublikowanego w nrze 11 z 1968 <i>Techniki Lotniczej i Astronautycznej</i> — B. Dostatni	25
NOWOŚCI TECHNICZNE	26
Nowe materiały narzędziowe do obróbki materiałów lotniczych — A. G.	31
Samolot szkolny Beagle „Pup” — W. K.	32
Zapowiedź Konkursu TECHNIKA LOTNICZA W DWUDZIESTOPIĘCIOLECIU PRL.	II okł.
KRONIKA	II okł.
ODCZYTY	II okł.
WIADOMOŚCI Z TERENU	III okł.
Z DZIAŁALNOŚCI ZPIL (Związku Polskich Inżynierów Lotniczych). Przed 30 laty	III okł.
LOTNICZE PORTY ŚWIATA. Paryż Nord	IV okł.
CO PISZĄ INNI	(. . .) skrz.



WYDAWNICTWA
CZASOPISM
TECHNICZNYCH NOT
Warszawa
Czackiego 3/5

Redaktor naczelny:
mgr inż. Stefan Sulikowski

Sekretarz redakcji:
M. Klara Szurmak

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

Redaktor techniczny:
Alicja Bił

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

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

Wrocławska Drukarnia Dzielowa. Zam. 2578/C-J-2
Nakład 1600 egz. Papier druk. sat. kl. IV, 70 g, 61 × 86.

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

MARKS A.

Маневр соединения кораблей „Союз“

В статье описывается полет и манер соединения космических кораблей „Союз“ 4 и 5, рассматривается значение этого эксперимента для создания будущих орбитальных баз и для межпланетных командах полетов.

523.3:629.19(73)

MARKS A.

Первый командный полет вокруг Луны

В окончании статьи, посвященной полету космического корабля „Аполло 8“ рассмотрены задания, которые ставились перед полетом к Луне, представлены полученные результаты, критически проанализированы опасности угрожающие космонавтам во время полета. Представлен план будущих экспериментов связанных с программой „Аполло“.

629.13(061.4)(420)

GLASS A.

Легкие самолеты на выставке в Фарнборо

После представления во введении общих сведений по вопросу развития английской промышленности на протяжении последних лет, автор рассматривает показанные на последней выставке в Фарнборо прототипы, проекты и новые варианты английских легких самолетов и планеров. Подчеркивается стремление к непрерывному совершенствованию самолетов находящихся в производстве или даже уже не изготавливаемых но еще эксплуатируемых.

533.6.013.8:629.13.05

ŻEBROWSKI M.

Полет в турбулентности по бортовым приборам II ч.

Во второй части статьи посвященной полетам в турбулентности рассмотрены изменения введенные в конструкции искусственного горизонта для облегчения сохранения с помощью его показаний горизонтального положения самолета. Представлены преимущества применения автопилота во время полета в турбулентном воздухе, поданы общие правила техники полета в турбулентности и подчеркнута возможность использования тренажеров для ознакомления пилотов с условиями такого полета.

656.71:625.8

KOŁODZIŃSKI E.

Некоторые вопросы строительства аэродромных покрытий

Статья является первой попыткой подробного выяснения различия между аэродромными и дорожными покрытиями в свете различия условий их эксплуатации. Рассмотрены также, технические условия для основных видов аэродромных покрытий — из цементного бетона и асфальтобетона — особенно по отношению к факторам которые не выступают в случае дорожных покрытий.

656.71.052.3

RYTLEWSKI Z.

Возможности расчета влияния болота и воды на поверхности взлетной полосы на длину разбега реактивных самолетов

В статье приводятся зависимости сопротивления движения реактивных самолетов на поверхности взлетной полосы покрытой болотом и водой, от различных факторов. Эти сопротивления представлены при помощи формул и графиков, которые позволяют определять предусматриваемую длину разбега самолета в зависимости от толщины и густоты слоя болота.

621.914.3—52.003

BRZYSKI T., GRABOWSKI B.

Экономическая эффективность применения фрезерных станков с программным управлением

На основе полторалетней эксплуатации фрезерного станка с программным управлением авторы усилиют сделать оценку эффективности этого станка в конкретных условиях применения в авиационной промышленности. А анализ базируется на нескольких теоретических предпосылках которые исключают нетипичную эксплуатацию прототипа. На основе двух деталей сделано подробный числовой анализ экономичности применения станка с программным управлением по сравнению с обычным фрезерным станком.



Dr inż. ANDRZEJ MARKS

629.19

W artykule opisano przebieg lotu i połączenia statków kosmicznych „Sojuz” 4 i 5 i omówiono znaczenie tego eksperymentu dla budowy przyszłych baz orbitalnych i dla załogowych lotów międzyplanetarnych.

MANEWR POŁĄCZENIA STATKÓW „SOJUZ”

Jak wiadomo, jednym z kluczowych problemów techniczno-nawigacyjnych w astronautyce jest gruntowne opanowanie manewru spotkania i łączenia się statków kosmicznych w czasie lotu. W połowie stycznia br. kolejny sukces w tej dziedzinie odnieśli uczeni radzieccy realizując pierwsze w dziejach połączenie się ze sobą dwóch załogowych statków kosmicznych, a mianowicie statków „Sojuz” 4 i 5. Były to statki identycznej konstrukcji jak „Sojuz” 2 i 3, które zostały wypróbowane w październiku 1968 r.

„Sojuz” 4 wystartował z Ziemi 14 stycznia o godzinie 8 minut 39 czasu warszawskiego. Początkowe parametry charakteryzujące jego wokółziemską orbitę miały wartość: odległość punktu perigeum od powierzchni Ziemi 173 km, apogeum 225 km, nachylenie płaszczyzny orbity do płaszczyzny równika ziemskiego $51^{\circ}40'$, czas trwania jednego okrążenia wokół Ziemi 88,25 m. Parametry orbity wielokrotnie ulegały jednak zmianom, ponieważ pilot statku, 41-letni ppłk Władimir Szatałow, wykonał w czasie lotu różnorodne manewry. „Sojuz” 5 wystartował w dniu 15 stycznia o godzinie 8 minut 14, a początkowe parametry jego orbity miały wartość odpowiednio: 200; 230 km; $51^{\circ}40'$; 88,7 m. Również i one zostały jednak później wielokrotnie zmienione. Załogę statku „Sojuz” 5 stanowili: płk Borys Wołynow (34-letni), kpt. inż. Aleksiej Jelisiejew (35-letni), ppłk inż. Jewgienij Chrunow (34-letni).

Szczytowa faza eksperymentu nastąpiła 16 stycznia. O godzinie 8 minut 37 Szatałow rozpoczął przybliżanie swego statku do „Sojuz” 5. Najpierw przebiegiem manewru sterowały urządzenia automatyczne, jednak od odległości 100 m astronauta zastosował ręczny system sterowania. Manewr przebiegał nadzwyczaj sprawnie i o godzinie 9 minut 20 oba statki zetknęły się i połączyły ze sobą.

Wkrótce po połączeniu statków Jelisiejew i Chrunow wyszli na zewnątrz kabiny orbitalnej „Sojuz” 5 (jedną z funkcji kabiny orbitalnej statku kosmicznego typu „Sojuz” jest funkcja śluzy powietrznej). Na zewnątrz

przebywali oni przez około godzinę i wykonali w tym czasie różnorodne czynności. Po raz pierwszy w dziejach w otwartej przestrzeni kosmicznej znalazła się więc dwuosobowa ekipa robocza, a dodać przy tym trzeba, że astronauta byli ubrani w skafandry nowego typu, a mianowicie wyposażone w automatyczne urządzenia wytwarzające w nich odpowiednie warunki życiowe. Dzięki temu astronauta mieli dużą swobodę i niezależność.

Po wykonaniu zaplanowanych czynności astronauta powrócili już do statku „Sojuz” 5, ale wsiedli do statku „Sojuz” 4, realizując w ten sposób pierwszą w dziejach kosmiczną „przesiadkę”. Stanowiło to kolejny istotny eksperyment dlatego, że rozwiązano w ten sposób problem wymiany załóg statków kosmicznych i problem ratownictwa kosmicznego.

Po wejściu astronautów do kabiny orbitalnej statku „Sojuz” 4 oba statki leciały razem jeszcze do godziny 13 minut 55, po czym zostały rozdzielone.

17 stycznia o godzinie 7 minut 52 wylądowała w okolicach Karagandy kabina lądująca statku „Sojuz” 4, a w dniu 18 stycznia o godzinie 9 w okolicach Kustanaja-kabina statku „Sojuz” 5, co pomyślnie zakończyło ten ważny eksperyment astronautyczny.

Znaczenie jego polega przede wszystkim na tym, iż stanowią on zasadniczy krok na drodze do budowy dużych, krążących wokół Ziemi baz satelitarnych*), do których załogi przybywać będą z Ziemi w niewielkich statkach transportowych i w nich powracać będą na Ziemię, po spełnieniu swych zadań. Wówczas wiele badań astronautycznych, realizowanych obecnie przez urządzenia automatyczne, uzyska zupełnie nowe oblicze. Automaty, choć subtelniejsze, dokładniejsze i szybsze w działaniu, nie potrafią bowiem krytycznie selek-

*) Warto tu przypomnieć, że Amerykanie w ramach programu „Apollo Application Program” (patrz nr 3 z 1969 TL i A) zamierzają budować bazy orbitalne przy zastosowaniu kabiny „Apollo” i pustego stopnia S-IV-B. Za wstęp do tego przedsięwzięcia można uznać przeprowadzone w 1966 r. manewry łączenia kabiny „Gemini” z wypalonym stopniem „Agena”.

cjonować przedmiotów badań, a zwłaszcza są bezradne wobec zjawisk nieprzewidywanych. Oprócz tego wadą urządzeń automatycznych jest ich bardzo skomplikowana konstrukcja.

Umiejętność montażu baz satelitarnych mieć będzie ogromne znaczenie także dla realizacji załogowych wypraw na Księżyc, a zwłaszcza na planety Wenus i Mars. Do odbycia takich wypraw potrzebne są bowiem bardzo duże statki kosmiczne, toteż aby wysłać te statki z Ziemi w całości, trzeba by użyć bardzo dużych rakiet nośnych.

Opierając się o umiejętność montażu baz satelitarnych można jednak postąpić inaczej, a mianowicie, potrzebny do odbycia podróży statek kosmiczny można zmontować z elementów wprawianych oddzielnie w wokółziemski ruch satelitarny i następnie łączonych w jedną całość. Po zmontowaniu statku domontowano by do niego z kolei w analogiczny sposób raketę napędową umożliwiającą odlot ku celowi podróży i wreszcie do-

starczono by do niego niezbędne zaopatrzenie, a na końcu załogę.

Warto tu zauważyć, że wbrew temu co się w tej dziedzinie mniema, międzyplanetarnych statków kosmicznych nie będzie się montować na bazach satelitarnych, ale w charakterze baz satelitarnych odlatujących po zmontowaniu ku celowi podróży.

Nie oznacza to jednak oczywiście, że wokołoziemskie bazy satelitarne nie znajdą w ogóle zastosowania dla realizacji załogowych wypraw międzyplanetarnych. Będzie się je bowiem wykorzystywać np. jako bazy zaopatrzeniowe (przede wszystkim paliwowe) dla tych wypraw.

Już z tych kilku krótkich i ogólnych uwag nietrudno się zorientować, że konsekwencje ostatniego radzieckiego sukcesu astronautycznego są bardzo poważne i sięgają bardzo daleko. Nic więc dziwnego, że może on być uważany za jedno z epokowych wydarzeń w dotychczasowych dziejach astronautyki.

523.3:629.19(73)

W dokończeniu artykułu na temat lotu statku „Apollo” 8 omówiono zadania, jakie miała spełnić wyprawa ku Księżycowi, przedstawiono uzyskane wyniki, przeanalizowano w sposób krytyczny niebezpieczeństwa zagrażające załodze w czasie lotu oraz podano plan przyszłych eksperymentów w ramach programu „Apollo”.

PIERWSZA WYPRAWA W SĄSIEDZTWO KSIĘŻYCA (dok.)

Cel i wyniki lotu

Lot statku „Apollo” 8 choć najniezwyklejszy z dotychczasowych załogowych lotów kosmicznych był jednak w istocie rzeczy przede wszystkim lotem technicznym, to znaczy lotem mającym na celu wypróbowanie urządzeń statku kosmicznego „Apollo” w normalnych warunkach przed jeszcze trudniejszym przedsięwzięciem, jakim będzie wyprawa na powierzchnię Księżyca. Jednocześnie chodziło też o rozwiązanie subtelných i skomplikowanych problemów nawigacyjnych (nawigacją statku zajmuje się osobiście jego załoga). Zarówno jedno, jak i drugie, powiodło się nadspodziewanie dobrze.

W tej sytuacji pozostałe czynności załogi miały charakter drugorzędny, co jednak nie oznacza oczywiście, że nie miały one większej wartości.

Składały się na nie przede wszystkim różnorodne obserwacje astronomiczne. Obejmowały one badania Ziemi, Księżyca i innych ciał kosmicznych. Rzecz jasna, że najciekawsze były obserwacje Księżyca z małej odległości, a Ziemi — z dużej. Dla wykonania tych obserwacji posługiwano się przede wszystkim aparatami fotograficznymi, w tym filmowymi, a fotografie naświetlano na różnego rodzaju kliszach, również barwnych. Astronauci koncentrowali oczywiście swą uwagę przede wszystkim na rejonach przewidzianych na lądowiska dla wypraw załogowych i na obiektach najciekawszych. Krążąc wokół Księżyca przez przeszło 20 godzin wszyscy trzej astronauty niemal nieprzerwanie zajmowali się tego rodzaju badaniami. Uzyskano

w wyniku tego niezwykle wyraziste fotografie powierzchni Księżyca, wykonane pod bezpośrednią kontrolą ludzi.

W czasie swej wyprawy astronauta sześciokrotnie przeprowadzili także transmisje telewizyjne, ukazujące wygląd Ziemi, Księżyca i wnętrza kabiny. Wartość tych transmisji polegała na tym, że w przypadku ewentualnej katastrofy obrazy te stanowiłyby jedyny wizualny wynik wyprawy. Poza tym dzięki tym transmisjom cała ludzkość mogła choć w części uczestniczyć w doznaniach wzrokowych pierwszych trzech jej wysłanników, którzy zbliżyli się do innego ciała kosmicznego.

Istotny rezultat wyprawy „Apollo” 8 stanowiło również definitywne wyjaśnienie aspektu biomedycznego takich wypraw. Od wielu lat sprawa ta nie nastroczała już co prawda wątpliwości i wiadano, że wyprawy takie nie tylko będą dostępne dla ludzi, ale co więcej, z medyczno-biologicznego punktu widzenia, nie będą one nawet specjalnie niebezpieczne. Przewidywania teoretyczne w tej dziedzinie i wyniki pomiarów wykonywanych z automatycznych stacji kosmicznych wymagały jednak oczywiście sprawdzenia przez załogę ludzką.

Co prawda, w pierwszej fazie lotu Frank Borman uskarżał się na złe samopoczucie — miał gorączkę, mdłości, bolał go żołądek i głowa i cierpiał na bezsenność. Również William Anders był niedysponowany. Wszyscy trzej astronauta narzekali na niesmaczne pożywienie i nie mieli apetytu. W ośrodku kontrolno-dyspozycyjnym na Ziemi powstała więc obawa, że astronauta mogli zachorować na grype „Hong Kong” 68, gdyż

epidemia jej zaatakowała w grudniu Stany Zjednoczone. Nakazano więc astronautom zażycie lekarstw, po czym dolegliwości te szybko ustąpiły.

Obecnie można, jak się zdaje, zaryzykować przypuszczenie, że objawy te były przejawem reakcji nerwowej. Wszakże członkowie załogi statku „Apollo” 8 odważyli się na najniezwyklejszą i najniebezpieczniejszą w dotychczasowych dziejach astronautyki wyprawę.

Po ustąpieniu dolegliwości astronauta wykazali przez cały pozostały czas lotu wyśmienitą formę fizyczną i psychiczną, co w pełni potwierdziły badania lekarskie przeprowadzone po ich powrocie na Ziemię. W wyniku tych badań okazało się, że przetrwali oni lot kosmiczny w znacznie lepszej formie fizycznej i psychicznej niż którykolwiek inni astronauta amerykańscy.

Wymownie potwierdziło to więc opinię, że z biomedycznego punktu widzenia wyprawy ku Księżycowi nie są specjalnie niebezpieczne i uciążliwe. Stwierdzono zarazem, że urządzenia klimatyzacyjne i zabezpieczające statek kosmicznego mają prawidłową konstrukcję i należyte funkcjonują.

Korzystny okazał się także ustalony dla załogi cykl życiowy — 7 godzin snu i 17 godzin pracy, odpoczynku i innych zajęć (przy czym przynajmniej jeden z członków załogi zawsze dyżurował).

Niebezpieczeństwa

Przed startem z Ziemi statku „Apollo” 8 oceniano, że lot jego będzie około pięć razy niebezpieczniejszy niż jakikolwiek wcześniejszy załogowy lot kosmiczny. (W pierwszych dniach lutego Frank Borman bawiąc w Londynie stwierdził co prawda co innego, a mianowicie, że lot „Apollo” 8 nie był niebezpieczniejszy niż wcześniejsze loty kosmiczne, ale traktować to trzeba jako twierdzenie ex post).

Trzeba się więc zatrzeć nad sprawą niebezpieczeństw, jakie grożą uczestnikom tego rodzaju wypraw, tym bardziej że popularne wyobrażenia na ten temat są dość poważnie wypaczone.

Otóż stwierdzić należy, że od dawna już wiadomo, iż jedyne konkretne i realne niebezpieczeństwo natury kosmicznej stanowią promieniowania jonizujące wysyłane przez gwałtowne rozbłyski chromosferyczne na Słońcu, przy czym w przypadku najgwałtowniejszych z nich już w ciągu minuty astronauta mogą otrzymać śmiertelną dawkę promieniowania. Promieniowania te odznaczają się tak dużą przenikliwością, że nieopłacalne jest zastosowanie pancerzy ochronnych (chyba, że wykorzysta się w tym celu składniki mieszanki paliwowej zasilające silnik członu raketowego statku).

Na szczęście gwałtowne rozbłyski słoneczne są bardzo rzadkim zjawiskiem, toteż można sobie pozwolić na ryzyko wypraw ku Księżycowi, gdyż trwają one przeciętnie tylko 5—6 dni.

Zwrócić tu wypada uwagę, że pozostałe niebezpieczeństwa natury kosmicznej należą więcej do imaginacji literackich i dziennikarskich niż rzeczywistości. Jeszcze przed startem z Ziemi pierwszego sztucznego satelity naszej planety astronomowie-specjaliści dobrze na przykład wiedzieli, że tak nadużywane w powieściach fantastycznych niebezpieczeństwo meteorytów nie znajduje odbicia w rzeczywistości, a niestety jeszcze i dziś można znaleźć w artykułach prasowych odwrotne poglądy.

Nie istnieje też niebezpieczeństwo ze strony promie-

niowania kosmicznego. (Mianem tym nazywamy promieniowanie korpuskularne nadciągające izotropowo z głębin przestrzeni kosmicznej). Choć bowiem cząstki tego promieniowania mają wręcz nieprawdopodobnie wielkie energie, to jednak równocześnie ich strumień ma bardzo małą gęstość, czyli wypadkowa intensywność promieniowania jest bardzo mała. Nic więc dziwnego, że w ostatecznym efekcie promieniowanie kosmiczne nie jest niebezpieczne biologicznie.

Również promieniowanie istniejące w wokółziemskich strefach promieniowania, wbrew popularnym wyobrażeniom, nie przedstawia niebezpieczeństwa dla załóg wypraw księżycowych, dlatego że przeloty przez te strefy trwają krótko. (Promieniowanie to byłoby niebezpieczne tylko wtedy, gdyby statek kosmiczny miał krążyć w obrębie stref radiacji przez długi okres czasu, a tego w czasie dotychczasowych eksperymentów załogowych skrupulatnie unikano).

O słuszności tych poglądów w pełni świadczy to, że po powrocie na Ziemię trzech astronautów okazało się, iż ciała ich wchłonęły dawkę promieniowania jonizującego nie większą niż ta, jaką otrzymuje człowiek w czasie diagnostycznego prześwietlenia rentgenowskiego.

Załodze statku „Apollo” 8 zagrażało więc w istocie rzeczy tylko jedno niebezpieczeństwo, a mianowicie niebezpieczeństwo natury technicznej. Trzej astronauta odbyli bowiem swą podróż w niezwykle skomplikowanym statku kosmicznym, który musiał w czasie lotu wykonać wiele skomplikowanych, subtelnych i energochłonnych manewrów, od których zależało nie tylko powodzenie wyprawy, ale po prostu życie załogi.

Możliwości ratunku istniały przy tym tylko w pierwszej fazie podróży — w czasie startu z Ziemi i lotu na orbitę wokołoziemską. W przypadku awarii rakiety nośnej w czasie startu posłużono by się raketą ratunkową. W czasie lotu na orbitę wokołoziemską w razie awarii rakiety kabina odczepiłaby się od niej i powróciła na Ziemię na spadochronach. Ten sposób ratunku można by było wykorzystać jeszcze w czasie trwania bliskoziemskiego lotu satelitarnego statku „Apollo”. W czasie lotu ku Księżycowi i lotu powrotnego możliwości ratunku, w razie jakiegokolwiek istotnej awarii, praktycznie nie istniały. Nie stanowiło bowiem zabezpieczenia załogi opracowanie całego szeregu wariantów wyprawy, na wypadek takich czy innych nieprawidłowości (np. w razie nieodpalenia silnika hamującego statku w sąsiedztwie Księżyca statek nie zostałby przekształcony w sztuczny satelitę Księżyca, a tylko obleciałby Księżyc i powrócił na Ziemię itd.). Nie rozwiązano bowiem sprawy ratunku załogi w razie takiej np. awarii, jak nieodpalenie silnika członu raketowego statku w fazie wokołoksiężycowego lotu satelitarnego i związanego z tym uwięzienia statku przez księżycowe pole grawitacyjne.

Ostatecznie jednak przebieg wyprawy był nadspodziewanie udany, nie tylko bowiem nie było w czasie jej trwania awarii i niesprawności, ale nawet niezgodności czasowych i geometrycznych z programem lotu opracowanym przed startem z Ziemi.

Dalsze plany

Jak już powiedziano, lot statku „Apollo” 8 stanowił tylko eksperyment techniczno-nawigacyjny w ramach przygotowań do załogowej wyprawy na powierzchnię Księżyca.

A oto jaki planowany jest obecnie przebieg dalszych eksperymentów programu „Apollo”:

● „Apollo” 9 ma wystartować z Ziemi 28 lutego, przy czym po raz pierwszy będzie to statek kompletny, to znaczy mieć on będzie także statek księżycowy LM, który w czasie wypraw na Księżyc umożliwi astronautom lądowanie na powierzchni Księżyca i powrót na statek „Apollo”. Statek LM do tej chwili nie został bowiem dostatecznie wypróbowany w locie, a zwłaszcza nie dokonano ani jednej próby załogowej. Właśnie w czasie eksperymentu, określonego mianem „Apollo” 9, mają być wykonane takie badania. Statek „Apollo” 9 ma być wprowadzony w bliskoziemski lot satelitarny, w czasie którego dwóch członków załogi przejdzie do kabiny statku LM, odczepi go od statku „Apollo”, wykona pewne próby i badania, przeprowadzi połączenie ze statkiem „Apollo” i w jego kabinie wróci na Ziemię.

● „Apollo” 10 wystartuje z Ziemi prawdopodobnie w maju. Będzie to kompletny statek, tzn. wraz ze statkiem LM. Polecą on ku Księżycowi, po czym zostanie wprowadzony w wokółksiężycowy ruch satelitarny. Wówczas dwóch członków załogi przejdzie do kabiny statku LM i odczepi go od statku „Apollo”, po czym zmieni parametry orbity statku LM na takie, iż przybliży się on do powierzchni Księżyca zaledwie na odległość 50 km. Następnie astronauta przyłączy statek LM do statku „Apollo”, przejdą do niego i powrócą w nim na Ziemię.

● „Apollo” 11 ma wystartować w lipcu lub sierpniu z załogą złożoną z Michaela Collinsa, Neila Armstronga i Edwina Aldrina. Będzie to pierwsza amerykańska załogowa wyprawa na powierzchnię Księżyca. Wylądują na niej w statku LM ostatni dwaj z trzech wymienionych astronautów. Będą oni przebywać na Księ-

życu przez 21 godzin, z czego 3 godziny na zewnątrz kabiny. Astronaucci wykonają różnorodne badania, zgromadzą próbki mineralne i rozmieszczą automatyczne przyrządy naukowe. Później powrócą w części startującej statku LM do statku „Apollo”, a w nim na Ziemię.

● „Apollo” 12 ma powtórzyć wyczyn wyprawy „Apollo” 11 jeszcze przed końcem roku i na tym Program „Apollo” — najambitniejszy z dotychczasowych amerykańskich programów astronautycznych — ma być zakończony.

W sumie więc, jeśli plany te zostaną zrealizowane, na Księżycu ma wylądować ogółem 4 Amerykanów, a pobyt ich tam ma być bardzo krótkotrwały, toteż będą oni mogli przeprowadzić tylko bardzo pobieżne badania. Niemniej jednak dostarczą one prawdziwie rewelacyjnych danych naukowych o tym ciele kosmicznym. Ważniejsze będzie jednak co innego, a mianowicie to, że opanowana zostanie umiejętność realizacji załogowych wypraw na powierzchnię innych ciał kosmicznych. Program „Apollo” jest bowiem przede wszystkim przedsięwzięciem technicznym, a nie naukowym*.

Warto zauważyć, że realizacja przedsięwzięcia trwać będzie ogółem około 10 lat, przy czym w pewnym okresie czasu pracowało nad nią około 400 000 ludzi. Koszt przedsięwzięcia ma być równy 25 mld dolarów, tzn. 4-miesięcznemu obecnemu amerykańskiemu budżetowi wojskowemu.

* Kontynuacją programu „Apollo” ma być program o charakterze naukowym „Application Apollo Program” — patrz „Technika Lotnicza i Astronautyczna”, nr 3/1969 (przyj. redakcji).

35 roczników

Przeglądu Telekomunikacyjnego

W bieżącym roku *Przegląd Telekomunikacyjny*, organ Sekcji Elektroniki i Telekomunikacji Stowarzyszenia Elektryków Polskich, obchodzi jubileusz związany z wydaniem 35 rocznika czasopisma. Dla ścisłości odnotowujemy, że pierwszy zeszyt czasopisma ukazał się 41 lat temu, w marcu 1928 r., ale Redakcja odlicza 6-letnią przerwę wojenną w swojej działalności wydawniczej.

Przegląd Telekomunikacyjny reprezentuje problematykę systemów, układów i urządzeń telekomunikacyjnych oraz zagadnienia techniczne radiofonii, telewizji i urządzeń elektronicznych, zarówno od strony teoretycznej, jak i technicznej, a więc: projektowania, produkcji, eksploatacji i konserwacji.

Miesięcznik przeznaczony jest dla inżynierów, zaawansowanych techników oraz dla studentów wyższych uczelni technicznych.

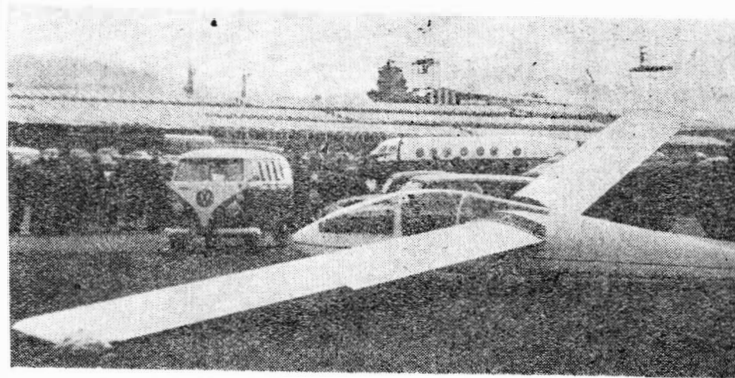
W uznaniu zasług dla polskiego piśmiennictwa technicznego Zarząd Główny SEP przyznał *Przeglądowi Telekomunikacyjnemu* Złotą Odznakę Honorową SEP.

Prezes Stowarzyszenia Elektryków Polskich, mgr inż. T. Dryzek w liście przesłanym do Redakcji z tej okazji w następujący sposób określa dorobek odznaczonego czasopisma:

„*Przegląd Telekomunikacyjny* przez cały okres swego istnienia spełniał rolę popularyzatora osiągnięć światowego postępu technicznego, a jednocześnie był wyrazicielem polskiej myśli technicznej w dziedzinie telekomunikacji i trybuną wymiany poglądów teleelektryków polskich na aktualne problemy związane z postępowaniem nauki i techniki w tej dziedzinie”.

Redakcja Techniki Lotniczej i Astronautycznej składa serdeczne gratulacje.

Po podaniu na wstępie ogólnych wiadomości na temat rozwoju w ostatnich latach angielskiego przemysłu lotniczego autor omówił zaprezentowane na wystawie w Farnborough w 1968 r. prototypy, nowe wersje i projekty angielskich samolotów lekkich i szybowców podkreślając przy tym dążenie do ciągłego ulepszania samolotów znajdujących się w produkcji lub nawet już nie produkowanych, lecz jeszcze użytkowanych.



1. Metalowy dwumiejscowy szybowiec szkolno-treningowy Slingsby T-53B „Phoenix”

Fot. A. Glass

FARNBOROUGH 1968

Szybowce i samoloty lekkie

26 Wystawa Stowarzyszenia Brytyjskich Wytwórni Lotniczych (SBAC) w Farnborough — która odbyła się w dniach 17—22 września 1968 r. — była wystawą nowych nadziei angielskiego przemysłu lotniczego, który po kryzysowych latach 1962—1965 znów rozwinął poważnie eksport. Wystawa ta stanowi przegląd dorobku brytyjskiego przemysłu, choć są też wystawiane samoloty i śmigłowce zagraniczne wyposażone w angielskie silniki.

Brytyjski przemysł lotniczy liczy 250 tys. procowników, z czego 73 tys. w wytwórni Rolls-Royce (po połączeniu z Bristollem), 48 tys. w Hawker-Siddeley, 36 tys. w British Aircraft Corporation, natomiast Short i Westland skupiają po 7 tys. pracowników, Handley Page 5 tys., Beagle — 1000, Britten-Norman — 300 i Slingsby — 200.

W 1968 r. wartość produkcji angielskiego przemysłu lotniczego wyniosła 450 mln £ (1,08 mld dol.), wartość eksportu lotniczego 250 mln £, zaś wartość produkcji na jednego pracownika — 1800 £/rok.

Wśród wystawionych 46 typów samolotów, 10 typów śmigłowców i 1 szybowca przeważały nowe wersje samolotów produkowanych seryjnie. Było pokazanych kilka seryjnych wersji samolotów, których prototypy już demonstrowano w ubiegłych latach. Zupełnie nowych typów nie było wiele. Natomiast można było spotkać sporo informacji na temat projektowanych nowych konstrukcji lub prototypów w budowie. Oczywiście wzbudzały one szczególne zainteresowanie.

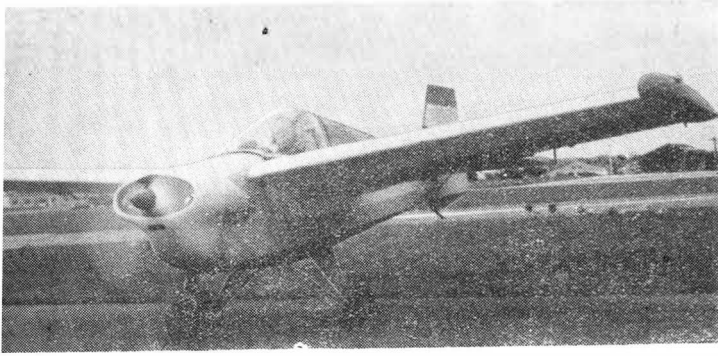
Cechą charakterystyczną brytyjskiego przemysłu lotniczego, podobnie jak i innych przemysłów w krajach wysoko uprzemysłowionych, jest troska o stałe ulepszanie zarówno samolotów znajdujących się w produkcji, jak też już nie produkowanych lecz jeszcze używanych. Np. bombowiec „Canberra” nie jest produkowany od 1961 r., lecz w br. zademonstrowano nową jego wersję TT18 — do holowania celów latających. Proponowanie użytkownikom modyfikacji stosowanego przez nich sprzętu daje szansę na zamówienia w tym zakresie. Modyfikacje używanych samolotów dały przemysłowi angielskiemu sporo dochodów w okresie powojennym. Również poważną pozycją dla tego przemysłu są remonty i produkcja części zamiennych. Np. w pierwszej połowie 1968 r. eksport części zamiennych

do płatowców i silników wyniósł 53,5 mln £, stanowiąc 43% eksportu lotniczego.

Dlatego też dla przedstawienia obrazu działalności brytyjskiego przemysłu lotniczego zostaną omówione nie tylko prototypy i projekty, lecz również nowe, wchodzące do produkcji wersje konstrukcji już znanych.

Produkcja szybowcowa była reprezentowana w Farnborough przez wytwórnię Slingsby. Wytwórnia ta, po likwidacji dwa lata temu wytwórni Elliotts, przejęła remonty szybowców „Olympia” EON i równocześnie stała się jedyną angielską wytwórnią szybowców. W 1968 r. przestawiła się ona z produkcji szybowców drewnianych na produkcję metalowych szybowców HP-14C oraz T-53B. Ponadto wytwórnia zbudowała w 1967 r. zmniejszone w stosunku 1 : 0,83 kopie 6 historycznych samolotów myśliwskich SE-5a (oznaczone Slingsby T.56) dla filmu, a obecnie produkuje dla firmy Nipper jednomiejscowe samoloty Nipper III z silnikiem 45 KM. Nowym przedsięwzięciem wytwórni jest budowa prototypu samolotu specjalnego CAMCO „V-Liner” na zamówienie amerykańskie. Na zamówienie zespołu aeroklubowego Sigma budowany jest prototyp wysokowyczynowego szybowca „Sigma”.

Szybowiec wyczynowy HP-14C jest znany z Szybowcowych Mistrzostw Świata w Lesznie; nie był on zresztą wystawiony w Farnborough. Pokazano natomiast piąty seryjny egzemplarz dwumiejscowego szybowca **Slingsby T-53B**. Ten typ szybowca jest od marca 1968 r. produkowany dla Air Cadets oraz na eksport do USA, Azji i Australii. Jest to metalowy dolnopłat w układzie miejsc tandem, co jest odejściem od tradycji wytwórni, budującej dotychczas szybowce dwumiejscowe z miejscami obok siebie. Na seryjnym T-53B w wyniku prób wprowadzono szereg zmian w stosunku do prototypu. Szybowiec ten ma podwozie z kołem głównym i kółkiem ogonowym. Prototyp miał ponadto małe kółko przednie, które zastąpiono płożą przednią. Kabina otrzymała osłonę dwudzielną zamiast niedzielonej. Górną i dolną płytę hamulców aerodynamicznych umieszczono w oddzielnych skrzynkach dla uniknięcia przepływu powietrza przez skrzynkę hamulcową, zmniejszono cięciwę lotek dla zmniejszenia sił na drążku, usterzenie poziome płytowe zastąpiono



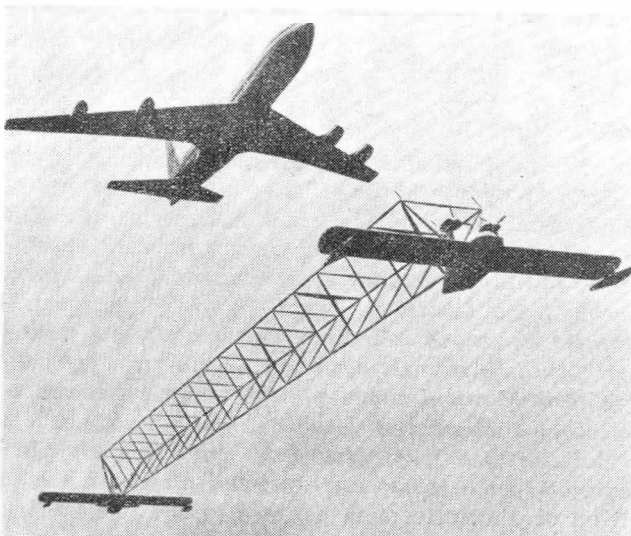
2. Jednomiejscowy samolot sportowo-akrobacyjny „Nipper” III
Fot. A. Glass

konwencjonalnym oraz zastosowano sprężynowe wyważenie. Szybowiec ma skrzydło prostokątne o profilu FX-61-184, rozpiętości 17 m, powierzchni 18,1 m² i lekkim skosie do przodu oraz usterzenie w układzie T. Ciężar własny szybowca wynosi 308 kG, ciężar całkowity 558 kG, doskonałość 29 przy 80 km/h, opadanie minimalne 0,76 m/s przy 72 km/h. Produkcja — 2 szybowce tygodniowo. Cena 1950 £.

Jednomiejscowy samolot **Nipper III** o ciężarze własnym 208 kG, wyposażony w silnik Ardem 55 KM, ma prędkość maksymalną 173 km/h i wznoszenie 3,5 m/s. W Farnborough zademonstrował efektowną akrobację kręconą „w miejscu”. Slingsby produkuje 4 samoloty miesięcznie. Cena samolotu wynosi 1650 £. Samolot może być wyposażony w 24-kanalową radiostację Nipper Radio — 2,5 W. Obecnie opracowywana jest nowa wersja Nippera z silnikiem Volkswagen.

CAMCO „V-Liner” to budowany obecnie przez Slingsby samolot o bardzo oryginalnym układzie — wg koncepcji amerykańskiego konstruktora L. McCarty z firmy CAMCO. „V-Liner” składa się z dwóch amfibii połączonych trójkątną kratownicą (o boku rzędu 4 m) o długości 95 m. Przednia amfibia ma kabinę na 2 członków załogi i jest napędzana 2 silnikami tłokowymi Continental GTSIO-520D 375 KM. Skrzydła są przykręcane na rurowym dźwigarze — zapewniając stateczność, sterowność i własności STOL. Tylna amfibia jest jednomiejscowa i ma 1 silnik tłokowy RR-Continental

3. Samolot Camco „V-Liner” CV-2 do reklam świetlnych — najoryginalniejsza konstrukcja na wystawie w Farnborough



0-200A o mocy 100 KM. Na niej znajduje się zespół energetyczny o mocy 60 kW. Samolot przeznaczony jest do świetlnej reklamy powietrznej, inspekcji ruchu drogowego, poszukiwań geofizycznych, stereofotografii, wykrywania „dzikich” stacji telewizyjnych, rozpoznania wojskowego, rozpoznania stereo-awionicznego itp. Na kratownicy ma być rozmieszczona elektryczna instalacja świetlna pozwalająca na wyświetlanie 90 wyrazów na minutę. Prototyp CAMCO „V-Liner” Mk 2A ma wykonać pierwszy lot na wiosnę 1969 r. Na wystawie w Farnborough był pokazany fragment kratownicy prototypu, zdjęcia skrzydeł i model. Samolot ma być początkowo budowany w wersjach CV-2 „Video-Liner” i CV-3 „Vector-Liner”, a później też jego powiększona wojskowa odmiana CV-4 „Victory-Liner”. Wytwórnia ma już zamówienie na pierwsze 2 samoloty, lecz spodziewa się zamówień eksportowych wartości 2 mln £. Wytwórnia przewiduje budowę 42 samolotów w ciągu najbliższych 4 lat oraz ma nadzieję na budowę 480 w ciągu następnych 6 lat. Prototyp CAMCO „V-Liner” MK.-2A ma rozpiętość 21,2 m, długość 115 m, ciężar własny 3260 kG, ciężar całkowity 4220 kG, prędkość roboczą 85—120 km/h, prędkość minimalną 65 km/h, rozbieg na ziemi 100 m, na wodzie 130 m, czas lotu 4 h. Cena samolotu seryjnego — 36 000 dol.

Budowany w wytwórni Slingsby szybowiec wysokowydajny „**Sigma**” jest bardzo ciekawą konstrukcją. Dla maksymalnego dostosowania go zarówno do warunków krążenia w słabej termicie, jak i do przeskoku na dużych prędkościach ma on nie spotykaną dotychczas w szybowcach mechanizację skrzydła. Skrzydło konstrukcji metalowej wyposażone jest w kłapy zwiększające powierzchnię o 50% oraz zmieniające sklepienie profilu. Osiągi jego mają przewyższać osiągi wszystkich dotychczasowych szybowców. Rozpiętość rzędu 20—21 m, wydłużenie ponad 30, ciężar całkowity 550—590 kG, doskonałość 50, a przy prędkości 185 km/h — 30 i opadanie 1,7 m/s, opadanie minimalne 0,55 m/s, prędkość minimalna 66 km/h. W budowie znajdują się dwa prototypy. Jako termin oblotu pierwszego prototypu przewidziano wiosnę 1969 r.

Realizacja ciekawszych zamierzeń wytwórni Slingsby może ulec pewnemu opóźnieniu z powodu pożaru wytwórni w listopadzie 1968 r., czyli już po wystawie w Farnborough. Spłonęło 2800 m² powierzchni budynków, tj. około 70% zabudowań, urządzenia produkcyjne oraz łącznie 30 szybowców i samolotów.

Spaliła się również większość rysunków wykonawczych i części konstrukcji prototypu szybowca „Sigma”. Dzięki podjęciu pracy na 3 zmiany w ciągu tygodnia wznowiono produkcję szybowca T-53 przewidując, że w 5 tygodni zostanie odtworzone całe wyposażenie produkcyjne. Po pożarze szybowiec T-53 otrzymał nazwę „Phoenix”.

Wykupiona ostatnio przez państwo wytwórnia samolotów lekkich Beagle demonstrowała swe samoloty szkolno-sportowe „Pup”-100 i „Pup”-150 oraz produkowany od 1964 r. B.206.

Beagle B 121 „Pup” jest dwumiejscowym dolnopłatem metalowym ze stałym trójkątowym podwoziem. Samolot ten jest czołową konstrukcją nowej generacji samolotów szkolno-sportowych o miejscach pilotów obok siebie. Układ miejsc pilotów obok siebie ułatwia porozumiewanie się załogi (co również jest cenione przy wykorzystywaniu samolotu do lotów sportowo-turystycznych), zmniejsza koszt wyposażenia radio-nawiga-

cyjnego, nie utrudniając przy tym wykonywania akrobacji, wbrew wątpliwościom większości sceptycznych pilotów. W hali wystawowej stał jeden egzemplarz samolotu „Pup”, natomiast w pokazach w locie brały udział dwa samoloty „Pup” 100 i jeden „Pup” 150. „Pup” 100 jest odmianą z silnikiem Rolls-Royce/Continental 0-200A o mocy 100 KM. Jego pierwszy seryjny egzemplarz oblatano w lutym 1968 r., a dostawy rozpoczęto dwa miesiące później. Od pierwszego lotu prototypu do uzyskania certyfikatu dla samolotu upłynęło tylko 18 tygodni. Pierwszym nabywcą samolotu „Pup” 100 były angielskie szkoły lotnicze. Cena podstawowa samolotu 3850 £, z wyposażeniem 4800 £. „Pup-150 to odmiana o lepszych osiągnięciach, wyposażona w silnik Lycoming 0-320A o mocy 150 KM. Może ona służyć jako samolot dwumiejscowy szkolno-akrobacyjny lub trzymiejscowy sportowy. Pierwsze egzemplarze „Pup”-150 zostały eksportowane do Szwajcarii dla szkół wojskowych. Cena podstawowa 4700 £, z wyposażeniem 6525 £. Na specjalne zamówienie został zbudowany prototyp „Pup” 160 z silnikiem o mocy 160 KM. Dla angielskiego lotnictwa wojskowego opracowywany jest czteremiejscowy samolot szkolny „Pup” 180 z silnikiem Lycoming 0-360A o mocy 180 KM. Makieta jego już została wykonana. Różni się on znacznie od poprzednich wersji. Będzie on miał chowane podwozie, odsuwaną osłonę kabiny, powiększoną rozpiętość skrzydła i konstrukcję o powiększonym współczynniku obciążenia dopuszczalnego z +4,4 do +6. Jego prędkość maksymalna będzie wynosić 256 km/h, w porównaniu z 224 km/h dla „Pup” 150 i 200 km/h dla „Pup” 100. Do września 1968 r. zbudowano 25 samolotów „Pup”, do marca 1969 r. przewidziano wyprodukowanie 100 szt. zaś do końca 1969 r. — 300 szt. Od kwietnia 1969 r. produkcja ma wynosić 1 samolot na 1 dzień roboczy. W latach 1970/71 produkcja ma osiągnąć 400 sztuk rocznie. Beagle ma zamówienie na 228 samolotów „Pup” i nadzieje na powiększenie tej liczby w najbliższym czasie do 500.

Dwusilnikowy samolot służbowy **Beagle B-206 S** został w ciągu ostatnich 5 lat wyprodukowany w liczbie 65 szt., a wytwórnia ma zamówienia na kilka następnych egzemplarzy. Używany jest przez RAF (20 szt.) oraz w Australii, Argentynie, Hiszpanii i Płd. Afryce. Spełnia on wymagania angielskich, amerykańskich i australijskich przepisów budowy samolotów. B-206 B jest wyposażony w dwa tłokowe silniki turbosprężarkowe Rolls-Royce/Continental GTSIO-520C 340 KM i zabiera 5 do 8 osób. W Farnborough była poka-



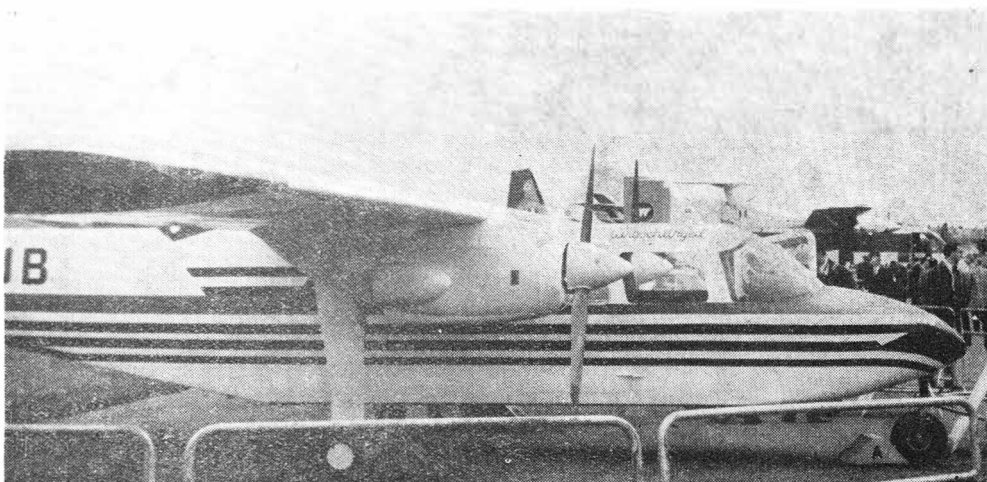
4. Szkolny Beagle B121 „Pup” — przedstawiciel nowej generacji samolotów szkolnych



5. Samolot służbowy 5—8-miejscowy Beagle B-206S

zana wersja B-206S do poszukiwań geofizycznych. Do Australii zostały dostarczone latające ambulanse B-206S wyposażone m.in. w aparat rentgenowski i lodówkę. Trwałość płatowca wynosi 15 000 godz., cena podstawowa samolotu 42 500 £. W opracowaniu znajduje się odmiana B-206 z powiększoną kabiną na 10 osób.

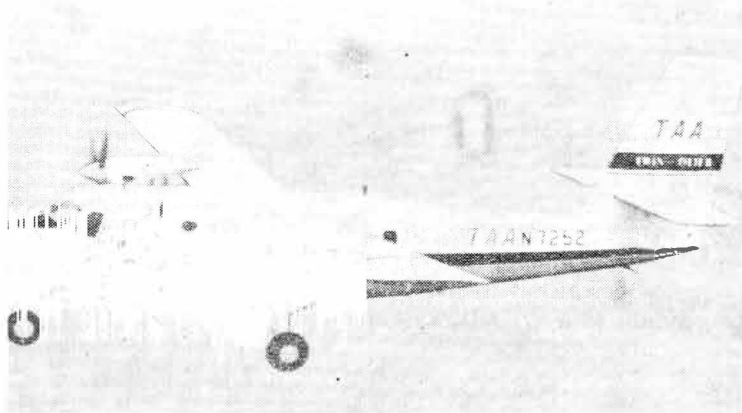
Wytwórnia Britten-Norman zaprezentowała swój 9-miejscowy samolot **BN-2 „Islander”**. Uzyskał on angielski certyfikat w sierpniu 1967 r., a amerykański w grudniu 1967 r. Dostawy samolotu w wersji seryj-



6. Wersja samolotu Britten-Norman „Islander” z silnikami z turbo-sprężarką
Fot. A. Glass

nej rozpoczęto w sierpniu 1967 r. Dla produkcji tego samolotu wybudowano nową wytwórnię w Bembridge. Wersja seryjna samolotu nosi oznaczenie BN-2A, otrzymała silniki o mocy 260 KM zamiast 210 KM i zabiera 1043 kG ładunku, czyli o 140 kG więcej niż prototyp. Do września 1968 r. zbudowano 33 samoloty BN-2A (5 sztuk na miesiąc). Na wiosnę 1969 r. produkcja ma wzrosnąć do 15 samolotów miesięcznie. W 1969 r. ma być zbudowane 125 „Islanderów”. Uruchomiono produkcję 236 szt., które mają być gotowe do wiosny 1970 r. Wytwórnia ma zamówienia na przeszło 200 samolotów (z tego 142 dla USA) oraz nadzieję na sprzedaż 2000 sztuk do 1980 r. Dla podolenia obecnym zamówieniom Britten-Norman uruchamia produkcję „Islanderów” w Braşov w Rumunii. Początkowo będzie to montaż 40 samolotów z zestawów, następnie kompletna produkcja. Samoloty po oblocie będą dostarczane do Anglii i sprzedawane przez wytwórnię Britten-Norman. W Rumunii ma być zbudowane z licencji 215 „Islanderów” w ciągu 6 lat. W Farnborough zdemontowano nową wersję tego samolotu, BN-2S „Turbo Islander”, wyposażoną w silniki tłokowe turbo-sprężarkowe Continental TSiO-520E 300 KM. Wersja ta ma dobre osiągi w klimacie tropikalnym oraz może być użytkowana z lotnisk położonych na wysokości 3000 m i powstała z przeznaczeniem na rynki Płd. Ameryki, Azji, Afryki i Australii. W 1969 r. BN-2S uzyskała certyfikat i zostanie wyprodukowane 25 samolotów tej wersji. We wrześniu 1968 r. przechodziła już próby w locie nowa odmiana tego samolotu, o przedłużonym o 0,76 m przodzie kadłuba, co pozwala na umieszczenie dwóch dodatkowych foteli zwiększając liczbę miejsc do

7. Kanadyjski samolot wielozadaniowy DHC-6 „Twin Otter”
Fot. A. Kardymowicz



8. Samolot wielozadaniowy Short „Skyvan”



12. Na wiosnę 1969 r. samolot ma otrzymać silniki Lycoming 400 KM. Przewidywana jest również wersja tej odmiany z silnikami tłokowymi turbosprężarkowymi Rolls-Royce/Continental. Cena podstawowa samolotu BN-2A wynosi 27 000 £, z wyposażeniem 33 000 £, cena podstawowa odmiany przedłużonej 32 000 £.

Drugim angielskim samolotem do lokalnego transportu demonstrowanym w Farnborough był Short SC-7 „Skyvan”. Zgodnie z przepisami dla samolotów lekkich jego ciężar całkowity nie przekracza 5,7 T i wynosi 5670 kG. Samolot ma prędkość przelotową 270—320 km/h, ciężar użyteczny 2240 kG i może zabierać do 19 pasażerów. Prostokątne kształty jego kadłuba, skrzydeł i usterzenia podyktowane są prostotą technologii. W końcu 1965 r. rozpoczęto produkcję seryjną wersji „Skyvan” 2 z dwoma turbinowymi silnikami śmigłowymi „Astazou” XII 690 KM. W grudniu 1967 r., w 170 dni po decyzji budowy wersji „Skyvan” 3 z silnikami Garrett TPE 331-201 715 KM, został oblatany prototyp tej wersji. Na wystawie w Farnborough po raz pierwszy zdemontowano wersję „Skyvan” 3. Wersja ta, wyposażona w silniki amerykańskie, niewątpliwie powstała z przeznaczeniem na rynek amerykański. Uzyskano na nią już 51 zamówień z USA. Zastosowanie silników TPE 331 nieznacznie poprawiło osiągi, lecz przy ładunku handlowym 1815 kG zmniejszyło zasięg z 628 km do 435 km. Dzięki zastosowaniu śmigieł przestawialnych na wsteczny ciąg prędkość opadania przy schodzeniu do lądowania zwiększono z 3 m/s do 5 m/s uzyskując kąt schodzenia 7°, zmniejszono długość lądowania (z wysokości 15 m) z 550 m do 370 m, a dobieg z 270 m do 180 m. Na pokazach w Farnborough „Skyvany” (latające oczywiście bez ładunku) miały zaskakująco krótki start i dużą prędkość wznoszenia, dobre własności w locie na jednym silniku oraz dużą zwrotność na małej prędkości — zademonstrowaną w głębokich zakrętach. Dobieg przy lądowaniu ze śmigłami nastawionymi na wsteczny ciąg nie przekraczał 100 m. Do jesieni 1968 r. wytwórnia miała zamówienie na 73 „Skyvany”, z czego 17 już dostarczono. Short ma nadzieję na wyprodukowanie 500 „Skyvanów” w ciągu 10 lat. Cena podstawowa w USA wynosi 432 000 dol. (180 000 £).

Jedynym samolotem dostawczym produkcji nieangielskiej był kanadyjski dwusilnikowy DHC-6 „Twin Otter”. Samolot ten został opracowany w oparciu o niektóre elementy jednosilnikowego samolotu „Otter”. Prace projektowe i budowa prototypu trwały niecałe 1,5 roku. W czerwcu 1966 r., w rok po oblocie prototypu, rozpoczęto dostawy egzemplarzy seryjnych. „Twin Otter” jest 19-miejscowym górnopłatem ze stałym podwoziem. Napęd samolotu stanowią dwa turbopropowe silniki śmigłowe PT-6A-20 579 KM. Przy prędkości przelotowej 306 km/h samolot przewozi ładunek 2000 kG na odległość 160 km, lub ma maksymalny zasięg 1520 km z ładunkiem 1000 kG. W Farnborough została pokazana wersja „Twin Otter” 200 o przedłużonym przodzie kadłuba dla zwiększenia bagażnika i o powiększonym ciężarze całkowitym do 5170 kG. Jest ona dostarczana od kwietnia 1968 r. Budowana jest także na pływakach. Od wiosny 1969 r. będzie dostarczana wersja „Twin Otter” 300 wyposażona w silniki PT-6A-27 652 KM, której osiągi są trochę lepsze, a ciężar całkowity większy (5580 kG). Do lata 1968 r. wytwórnia otrzymała zamówienia na 231 samolotów „Twin Otter”, z czego dostarczyła 151. Cena podstawowa samolotu wynosi 350 000 dol.

PRZED STARTEM AUTOBUSÓW POWIETRZNYCH I SAMOLOTÓW NADDŹWIĘKOWYCH

Rozważania ekonomiczne

(Dokończenie)

W poprzednim numerze TLiA przedstawione zostały wstępne rozważania ekonomiczne dotyczące zastosowania autobusów powietrznych. Równoległe, a nawet w pewnym sensie substytucyjne wprowadzenie do eksploatacji samolotu naddźwiękowego wymaga poświęcenia również i jemu specjalnej uwagi. Ważność problemu dotyczy zarówno krajów bogatych, które „startu” dokonają już niedługo, jak też pozostałych, szukających najbardziej optymalnych rozwiązań w celu dostosowania się do poziomu światowego w tym względzie. Doświadczenia ostatnich lat potwierdzają niezbicie, że o ile przewidywania futurologów w każdej dyscyplinie nauki i techniki przyjmują szereg alternatyw, to w lotnictwie i astronautyce program ten nakreślony jest już bardzo daleko. Mamy już nie tylko perspektywę, ale realność odbywania lotów dalekiego zasięgu z prędkością naddźwiękową. (Pierwszy etap prób w locie samolotu naddźwiękowego Tu-144 oraz z samolotu „Concorde” został zakończony).

Kraje o wysokim poziomie techniki będą niedługo musiały dokonać wyboru podstawowego systemu komunikacji. Po samolotach naddźwiękowych i autobusach powietrznych przyjdzie kolej na samolot pionowego startu, szybki pociąg, poduszkowiec czy wreszcie samolot hipersoniczny. Być może, że nauka i technika doprowadzi do mariażu niektórych z tych środków. Pozostaje jednak pytanie czy ten olbrzymi wysiłek znajdzie powszechne zastosowanie, czy bariery polityczne nie będą stanowiły hamulca dla wspaniałego rozwoju myśli ludzkiej. Istniejąca struktura polityczna świata powodować może niepełne wykorzystanie narastającego potencjału technicznego, a ludzkość jedynie podziwiać będzie doskonałość rozwiązań technologicznych z ograniczonym prawem korzystania. Tak więc futurologi w pierwszej kolejności powinni przewidzieć dialog między politykami, w drugiej natomiast likwidację widma głodu i wręcz szalonego zróżnicowania między narodami biednymi i bogatymi. Dorobek myśli ludzkiej powinien stać się bowiem własnością całego świata w jednakowej mierze. Podobnie zresztą powinna wyglądać sytuacja z wykorzystaniem techniki lotniczej.

Przewidywania w zakresie przewozów długodystansowych z zastosowaniem głównie samolotów naddźwiękowych potwierdzają intensywny rozwój kierunków

aktualnie preferowanych. W tablicy 1. przedstawiono założenia przewozowe do 1980 r. opracowane przez firmę Boeing. Według tych przewidywań ogólny poziom przewozów zwiększy się pięciokrotnie, a na niektórych liniach nawet dwunastokrotnie. Dotyczy to przede wszystkim połączeń z Australią i Nową Zelandią.

Czy przewidywania Boeinga zostaną osiągnięte w 1980 r.? Należy przypuszczać, że raczej zostaną przekroczone, bowiem wg obliczeń firmy Lockheed'a będą one znacznie większe, a tylko na północnym Atlantyku osiągnąć mają poziom 31,8 mln pasażerów (wg Boeinga — 22 mln). Jak stąd wynika, badaniami tego typu szczególnie zainteresowani są producenci. Wielkości przewozowe wyznaczają bowiem charakter produkcji i zapotrzebowanie przedsiębiorstw lotniczych na nowy tabor.

Wszystkie obliczenia wykonane przez firmy zachodnie nie uwzględniają przewozów krajów socjalistycznych. Tymczasem należy pamiętać, że Aeroflot należy do największych przedsiębiorstw lotniczych świata. Następne lata powinny przynieść również zasadnicze zmiany w pozostałych przedsiębiorstwach lotniczych krajów demokracji ludowej. Proces wejścia na rynki lotnicze przez przedsiębiorstwa mniejsze będzie coraz trudniejszy, na przyrost bowiem każdego pasażera czekać będą przynajmniej dwa fotele różnych przewoźników.

Z uwagi na strukturę ekonomiczną oraz przestrzenną najbardziej rentownymi szlakami i dla przewoźników najkorzystniejsze będą szlaki długodystansowe wymienione w tablicy 1. Tam też odbędzie się główna batalia w walce o pasażera i ładunek towarowy. (Do problemu tego powrócimy jeszcze i przedstawimy szczegółową analizę współzależności efektów ekonomicznych od zasięgu lotu). Przewozy krajowe oraz międzynarodowe na pozostałych szlakach pozostaną w gestii przedsiębiorstw narodowych oraz działających w ramach kontynentu. Potencjał przewozowy tych ostatnich będzie najwyższy, lecz pod względem pracy przewozowej będzie się systematycznie zmniejszał.

Zgodnie z zapowiedzią przechodzimy do rozważań ekonomicznych poświęconych samolotom naddźwiękowym. W cyklu tym w dalszym ciągu omówione zostaną również przewozy towarowe, których tempo przewozów jest większe aniżeli pasażerskich. Przewozy towarowe

po wprowadzeniu autobusów powietrznych i samolotów naddźwiękowych stanowić będą podstawę rozwojową przedsiębiorstw lotniczych.

Samoloty naddźwiękowe

Począwszy od 1958 r. w kilku krajach świata prowadzi się intensywne badania nad wprowadzeniem do eksploatacji samolotu naddźwiękowego. W badaniach tych czynniki ekonomiczne zajmują miejsce podstawowe. Aby bowiem transport lotniczy stał się masowy, konieczna jest stała obniżka taryf. Warunek ten również spełniony być musi przy zastosowaniu samolotu naddźwiękowego.

Pewne optimum kosztów eksploatacji osiągnięto przy zastosowaniu samolotów odrzutowych typu DC-8 czy VC-10, szczególnie na określonych odległościach 5000—7000 km i prędkości 800—900 km/godz.

Pozostaje więc pytanie czy w ogóle istnieje potrzeba wprowadzenia do eksploatacji samolotu naddźwiękowego jako dalszego czynnika przyspieszającego proces podróżowania i oszczędności czasu społecznego. Czy nawet na trasach najdłuższych nie będzie wystarczający udoskonalony samolot odrzutowy. Uzasadnienie powyższej tezy ma pewne podobieństwo do okresu, kiedy w miejsce samolotu łokowego wprowadzono do eksploatacji samolot odrzutowy.

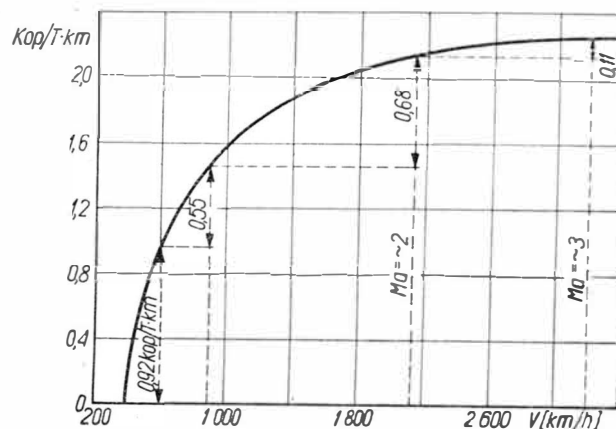
Na efektywność ekonomiczną samolotu wpływają dwa podstawowe czynniki, a mianowicie: poziom kosztów eksploatacyjnych przypadających na jeden tonokilometr oraz prędkość. Inaczej, im mniejszy koszt przewozu i większa prędkość, tym wyższa efektywność ekonomiczna samolotu.

We współczesnych warunkach stracony czas na podróż, szczególnie specjalistów, powinien być również wliczony do ogólnych kosztów transportu. Szczególnie charakterystyczne to może być w Związku Radzieckim, gdzie Aeroflot stanowi integralny element gospodarki

narodowej. Dlatego też w tym kraju przeprowadzono badania nad pośrednimi efektami wynikającymi z procesu przyspieszenia podróży.

Jeśli przyjąć założenie, że stracona pasażerogodzina odpowiada wartości jednego rubla, to w miarę postępu techniki przyjmuje się założenie, że w latach 1975 równowartość jednej godziny pracy żywej wzrośnie do trzech rubli. Oznacza to, że oszczędność na podróży w dalszym ciągu będzie wzrastać.

Na rysunku przedstawiono krzywą zmiany oszczędności w wyniku wzrostu prędkości samolotu przy założeniu: pasażerogodzina lotu = 1 rubel lub tonokilometr = 7,15 rubla.



Planowany system wprowadzenia do eksploatacji samolotu naddźwiękowego na określonych szlakach wewnętrznych staje się procesem koniecznym.

W tabelicy 2 przedstawiono niektóre wewnętrzne szlaki lotnicze w ZSRR oraz pokonywanie ich za pośrednictwem określonych środków transportu. Z treści tabelicy wynika, że samolot naddźwiękowy to nie tylko

Tablica 1. Przewidywania rozwojowe przewozów pasażerskich na niektórych szlakach świata w latach 1965—1980

Skąd — dokąd	Liczba pasażerów [tys.]				1980
	1960	1970	1975	1980	1960
Ze Stanów Zjedn. i Kanady:					
Europa	4091	9800	15 700	22 000	538
Centralna Ameryka ¹⁾	4790	8250	12 350	16 200	397
Południowa Ameryka	547	900	1525	2050	393
Hawaje	1429	3475	6875	9625	673
Daleki Wschód ²⁾	600	1625	3400	5000	833
Australia i Nowa Zelandia ³⁾	181	500	1175	2150	1190
Z Europy:					
Bliski Wschód ⁴⁾	1568	3300	6050	8475	540
Afryka ⁵⁾	1754	3400	4975	6375	363
Ameryka Płd. i Centralna	329	700	1400	2050	623
Daleki Wschód (Biegun Płn.)	64	175	375	575	900
Z Dalekiego Wschodu:					
Australia i Nowa Zelandia	200	600	1350	2075	993
Środkowy Wschód ⁶⁾	445	950	1675	2400	541
Z Bliskiego Wschodu:					
Środkowy Wschód	509	1075	2000	2075	540
Razem	16 516	33 850	58 850	81 725	496

¹⁾ Centralna Ameryka: Meksyk, Karaiby, Wyspy Bahama i Bermudy

²⁾ Daleki Wschód: Japonia, Korea Południowa, Taiwan, Hong Kong, Filipiny, Wietnam Południowy, Syjam, Indonezja, Malaje, Singapur.

³⁾ Australia: Nowa Zelandia, Australia, Wyspy Tahiti i Fidżi.

⁴⁾ Bliski Wschód: Iran, Irak, Kuwejt, Turcja, Syria, Liban, Cypr, Izrael, Zjednoczona Republika Arabska, Arabia Saudyjska

⁵⁾ Afryka: Cały kontynent z wyjątkiem Zjednoczonej Republiki Arabskiej

⁶⁾ Środkowy Wschód: Indie, Pakistan, Cejlon, Birma, Nepal, Afganistan

Tablica 2. Niektóre szlaki w ZSRR pokonywane przez różne środki transportu

Szlaki	Odległość drogą kolejową	Odległość drogą lotniczą		Czas trwania podróży			
		z lądowaniem	bez lądowania	pociąg	samolot		
					400	900	2100
Moskwa-Chabarowsk	8565	7115	6845	208	21	9	3,10
Moskwa-Norylsk*	6135	5345	3100	227	16	8	1,30
Moskwa-Alma Ata	4067	3705	3200	127	12	6	1,30
Moskwa-Aszhabad	4676	2900	2600	142	10	5	1,10

*) Kombinowana trasa: kolejowa i wodna śródlądowa

Tablica 3. Niektóre dane istniejących i budowanych samolotów naddźwiękowych

Dane techniczne	Typ samolotu				
	Tu-144	„Concorde”	Boeing-2707 100	Boeing-2707 200	Boeing-2707 300
Prędkość [Ma]	2,2	2,2	2,7	2,7	2,7
Liczba pasażerów	120	132	292—350	292	200—300
Zasięg lotu [km]	6500	6440	6440	4500	6440
Maksymalny ciężar [kG] (prototypy)	130 000	147 970	288 200	306 200	= 2 388 200
Długość startu [m]	2700	2800	2400	2130	2700

sprawa ambicji technologicznych, ale przede wszystkim wielki problem społeczny.

W oparciu o znajomość wewnętrznego rynku lotniczego oraz jego narastających możliwości już teraz ustalić można potrzeby ilościowe na samolot Tu-144. Dla Związku Radzieckiego pozostaje również otwarty rynek międzynarodowy. Istotną rolę będzie odgrywał szlak transsyberyjski prowadzący z Dalekiego Wschodu (Tokio) w kierunku Europy zachodniej. Szlaku tego nie ma w tablicy 1, a jednak w przyszłości może on być najbardziej uczęszczany.

W tablicy 1 przedstawiono 13 najbardziej rozwijających się szlaków lotniczych świata. Na tych właśnie drogach już w 1975 r. należy spodziewać się wzmożonego ruchu samolotów naddźwiękowych. Uzasadnienie podróżowania samolotami naddźwiękowymi w krajach zachodnich jest podobne jak w Związku Radzieckim z tym jednak, że dotyczyć będzie głównie relacji międzynarodowych.

W tym miejscu można by się powołać na wypowiedź autorów głośnej książki Louis Armanda i Michela Drancourta „Stawka na Europę”. Autorzy dokonują analizy współczesnych osiągnięć i szukają określenia dla naszej epoki. Określają ją mianem ery planetarnej. Według ich stwierdzenia jedną z cech charakterystycznych tej ery jest rozwój lotnictwa. Lotnictwo obaliło przeszkody związane z odległościami, a być może, obali również bariery polityczne. Wynikająca z rozwoju lotnictwa prędkość przenoszenia się ludzi z miejsca na miejsce powoduje w pewnych sytuacjach sprowadzenie oszczędności czasu do tzw. paradoksu czasu — nazwijmy go ziemskiego.

Autorzy wspomnianej książki najwięcej miejsca poświęcają transportowi, z tym jednak, że w głównej mierze transportowi morskemu. Przyszłość potwierdzi całkowicie słuszność postawionych też z tym, że na pierwszy plan autor niniejszego artykułu wysuwa „stawkę na lotnictwo”. Problem ten jest istotny, zasygnalizowany na razie między wierszami, na pewno znajdzie jeszcze odbicie na łamach TLiA.

Wracając do zasadniczego tematu, należy stwierdzić, że mamy dostatecznie dużo materiałów źródłowych potwierdzających słuszność wprowadzenia do eksplo-

atacji masowej samolotów naddźwiękowych. Wiele krajów globu ziemskiego dysponujących rozwiniętą infrastrukturą złożyło już zamówienia na dwa podstawowe typy samolotów naddźwiękowych: „Concorde” i Boeing-2707. Wystarczy nadmienić, że Japonia na zakup autobusów powietrznych i samolotów naddźwiękowych przeznacza 2 mld dol.

Jeśli przyjmiemy, że w latach 1985 przewozy pasażerskie wyniosą około 1 miliarda pasażerów, to relatywnie należałoby zwiększyć czterokrotnie istniejący potencjał przewozowy. O ile ocean powietrzny ma nieograniczone możliwości chłonności, to jednak system lotnisk nie byłby w stanie zabezpieczyć tak wielkiego ruchu. Dlatego też eksploatowany aktualnie tabor musi być zastępowany samolotem nowocześniejszym, a przede wszystkim sprawniejszym.

Przed wprowadzeniem omawianego samolotu do eksploatacji rozwiązać należy szereg problemów. Począwszy od lotnisk, których wyposażenie trzeba będzie dostosować do nowego typu samolotu, a skończywszy na problemach organizacyjnych. Wysokie koszty badań wstępnych oraz produkcji samolotu naddźwiękowego zobowiązują do pełnej eksploatacji wprowadzonego samolotu. Przewidywany okres eksploatacji wynosi około 30 tys. godzin, co średnio odpowiada 10 latom służby. Zazwyczaj żaden samolot nie jest w pełni wykorzystany z uwagi na proces moralnego zużycia, kosztowny jednak samolot naddźwiękowy podlegać powinien procesowi racjonalnego wykorzystania.

Racjonalność to przede wszystkim właściwe wykorzystanie powierzchni handlowej. Cel ten będzie można osiągnąć przez wnikliwe zbadanie rynku lotniczego. Zasięg lotu tego typu samolotu, a także wysokie koszty eksploatacyjne powodują, że każdy pasażer dodatkowy decydować może o zyskach, natomiast jego brak powodować może straty. Wszystkie kraje, które mają zamiar zakupić sprzęt naddźwiękowy, przeprowadzają badania rynkowe. W szeregu przedsiębiorstw lotniczych powołano w tym celu odpowiednie grupy robocze. Poza krajami producentami w pierwszej kolejności na sprzęt naddźwiękowy przejdą takie kraje jak: Holandia (KLM), Włochy (Alitalia) oraz Skandynawowie (SAS).

W drugiej części artykułu na temat lotu w turbulencjach omówiono zmiany wprowadzone w budowie sztucznego horyzontu w celu ułatwienia utrzymania według jego wskazań poziomego położenia samolotu, przedstawiono zalecenia stosowania sztucznego pilota w lotach w turbulencji, podano ogólne zasady techniki lotu w burzliwej atmosferze i podkreślono możliwości wykorzystania symulatorów lotu do zapoznania pilotów z warunkami lotu w turbulencji.

Lot w turbulencji według wskazań przyrządów pokładowych (dok.)

Utrzymanie poziomego położenia samolotu według wskazań sztucznego horyzontu

Nie należy sądzić, że znając zagadnienia lotu w turbulencji będzie można posługiwać się tylko wskazaniami sztucznego horyzontu. Wpływ pozostałych przyrządów jest silniejszy, niż można sobie zdać z tego sprawę. W ciągu paru minut nie można zignorować wpływu wskazań wysokościomierza, który w ciągu tysięcy godzin lotu kazał „oddawać” sterownicę w odpowiedzi na rosnącą wysokość. Normalny człowiek w podnieceniu znajduje się pod przemożnym wpływem swoich starych nawyków.

Właściwie wyważony samolot i moc potrzebna do zachowania poziomego lotu zapewnią utrzymanie prędkości i wysokości lotu w granicach bezpiecznych tolerancji aerodynamicznych, jeśli utrzymamy poziome położenie samolotu. Można osiągnąć to jedynie posługując się wskazaniami sztucznego horyzontu. Nie wszystkie jednak sztuczne horyzonty ułatwiają to zadanie. Przy pochyleniach powyżej $\pm 40^\circ$ niektóre sztuczne horyzonty nie informują o przechyleniu samolotu oraz nie pozwalają stwierdzić, czy samolot znajduje się w stromym nurkowaniu czy wznoszeniu. Na innych sztucznych horyzontach pochylenie wygląda na znacznie mniejsze niż jest w rzeczywistości z uwagi na zmniejszoną czułość wskazań w położeniach krańcowych. Aby chociaż w części przezwyciężyć trudności posługiwania się sztucznym horyzontem w oderwaniu od innych przyrządów, zmodyfikowano jego konstrukcję. Modyfikacja polegała na zwiększeniu jasności i dokładności wskazań. W tym celu powiększono średnicę skali; wprowadzono kolorowe rozróżnienia „Nieba” i „Ziemi”; na „Ziemi” dorysowano linie stwarzające złudzenie perspektywy; wprowadzono podziałkę umożliwiającą bardzo dokładne utrzymanie danego kąta pochylenia samolotu; informacje, w postaci napisów „Wznoszenie” i „Nurkowanie”, znajdujące się w górnej i dolnej części skali, zastąpiono poleceniami „Oddaj” i „Ściągnij”. Dodatkowo, na skalę sztucznego horyzontu przeniesiono wskazania płynące z pokładowego systemu kierowania lotem (Flight Director) i informacje dotyczące prędkości lotu płynące z systemu SCAT (Speed Command Automatic Thrust).

Pozornie wydawać by się mogło, że wszystkie te informacje zgromadzone na skali jednego przyrządu dadzą się objąć jednym rzutem oka. Badania wykazały, że tak nie jest. Każda informacja jest czytana osobno. Zmniejszono tylko kątową drogę obserwacji i skrócono jej czas. Właściwy zysk polega na logice i realizmie wskazań. Pozwala to łatwiej przyswoić informacje i oderwać się częściowo od przyrządów, których wskazania w czasie lotu w turbulencji wydają fałszywe polecenia. Mogą one służyć jedynie do przybliżonej kontroli wysokości i prędkości lotu.

Przepisy amerykańskie (FAA Advisory Circular, June 64) nakazują stosować w lotnictwie transportowym sztuczne horyzonty pełnoakrobacyjne wyposażone w systemy ostrzegawcze. Systemy ostrzegawcze powinny informować o każdej mogącej powstać usterce.

Przepisy brytyjskie ARB ustalają, że sztuczne horyzonty stosowane w transporcie lotniczym powinny wskazywać pochylenie całkowicie bezbłędnie, niezależnie od położenia przestrzennego, w jakim znajduje się samolot.

Istnieje tendencja wykorzystania wskaźnika kąta natarcia jako podstawowego układu odniesienia do sterowania podczas lotu w turbulencji. Wbrew intencjom nie upraszcza on zadania pilota. Utrzymywanie stałego kąta natarcia bez posługiwania się wskazaniami sztucznego horyzontu i pozostałych przyrządów powoduje wprowadzenie samolotu w długookresowe (fugoidalne) wahania wysokości i prędkości lotu. Tym niemniej wskaźnik kąta natarcia dostarcza pożytecznych, drugorzędnych informacji. Informacje te są szczególnie przydatne w krytycznych sytuacjach i przy małych prędkościach lotu.

Stosowanie automatycznego pilota

Najważniejszą przyczyną, dla której zaleca się używanie automatycznego pilota podczas lotu w turbulencji, jest fakt, że nie otrzymuje on żadnych informacji z przyrządów wydających fałszywe polecenia. Jego działanie nie podlega wpływowi cech psychofizycznych człowieka, które zmieniają zachowanie się człowieka w trudnej sytuacji. Automatyczny pilot nie podlega napięciu nerwowemu, nie męczy się i rozwija jednokową sprawność na początku i na końcu nawet najtrudniejszego lotu.

Przekazanie kontroli położenia przestrzennego samolotu automatycznemu pilotowi uwalnia pilota od sterowania i pozwala mu zająć się wyłącznie śledzeniem przebiegu lotu.

Zastosowanie automatycznego pilota nie stanowi idealnego rozwiązania problemu lotu w turbulencji. Dwoma ujemnymi zjawiskami wynikającymi z zastosowania automatycznego pilota podczas lotu w turbulencji są:

- możliwość powstania błędnego wyważenia podłużnego samolotu,
- możliwość przypadkowego i nie zauważonego odłączenia się automatycznego pilota od układu sterowania samolotem.

Automatyczny pilot może spowodować utratę podłużnego wyważenia samolotu podczas działania silnych,

pionowych podmuchów. Również spokojne, ale silne wznoszenia, spotykane w fali górskiej, stają się przyczyną takiego zjawiska. Utracie podłużnego wyważenia samolotu w silnych podmuchach pionowych zapobiega wyłączenie funkcji automatycznego pilota „Utrzymywanie wysokości”. Utrata wyważenia podłużnego może nastąpić także po wyłączeniu funkcji „Utrzymywanie wysokości”. Możliwość taka jest jednak znacznie mniejsza. Zwracając uwagę na wskaźnik wychylenia kłapek wyważających daje się w porę zauważyć zmianę wyważenia, zanim doprowadzi ona do sytuacji niebezpiecznej. Nie wolno również „pomagać” automatycznemu pilotowi przez przykładanie jakiegokolwiek siły do sterownicy. Doprowadza to do powodowania przez automatycznego pilota błędnego wyważenia podłużnego.

Rezultatem nie zauważonego odłączenia się automatycznego pilota od linii sterowania może być przejście samolotu do głębokiego lotu nurkowego. Zapobiega temu uważne śledzenie jego działania i natychmiastowe przejście sterowania przez pilota. Obecnie wprowadzane są przepisy, które zobowiązują do instalowania akustycznych systemów ostrzegania o samoczynnym wyłączeniu się automatycznego pilota. Do tej pory stosowano jedynie ostrzegacze optyczne. Stwierdzono jednak, że bodziec optyczny był zbyt słaby do wywołania reakcji alarmowej u pilota.

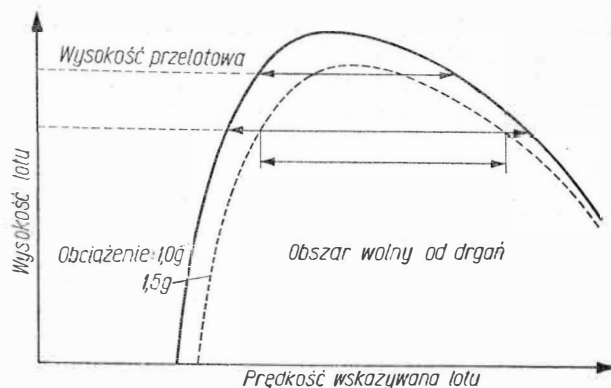
Pomimo istnienia możliwości błędnego wyważenia przez automatycznego pilota lub jego odłączenia się, można bezpiecznie używać go podczas lotu w turbulencji. Warunkiem jest nieustanne śledzenie jego działania. Możliwość wykorzystania automatycznego pilota podczas lotu w turbulencji zależy od charakterystyki danego, zamkniętego obwodu sterowania: automatyczny pilot-samolot, z pilotem w obwodzie śledzenia.

Przez optymalizację obwodu sterowania automatyczny pilot-samolot dla lotu w turbulencji będzie można osiągnąć znaczną poprawę bezpieczeństwa i komfortu lotów pasażerskich. Opracowuje się układy pozwalające złagodzić wpływ podmuchu powietrza na samolot. Działanie ich polega na bezpośrednim przekazaniu automatycznemu pilotowi kontroli nad zmianami siły nośnej. Uzyska się to za pomocą albo wąskich kłapek z nadmuchem, albo przerywaczy zmieniających się nośną w odpowiedzi na podmuchy powietrza. Szczególnie ważne jest, aby automatyczny pilot sterujący samolotem nie powodował zwiększenia obciążeń konstrukcji.

Ogólne zasady techniki lotu w turbulencji

Z różnych instrukcji techniki lotów w turbulencji opracowanych przez różne towarzystwa lotnicze można wyodrębnić szereg wspólnych dla nich zaleceń:

- podczas lotu w więcej niż umiarkowanej turbulencji utrzymywanie wysokości przelotowej nie zabezpiecza wystarczającego zapasu sterowności i nie chroni przed drganiami usterzenia, występującymi przy zbliżaniu się do krytycznej liczby Macha. Napotkawszy turbulencję umiarkowaną lub silną zaleca się zmniejszenie wysokości lotu co najmniej o jeden poziom — 1200 m, napotkawszy turbulencję silną, co najmniej o dwa poziomy — 2400 m. Zmniejszenie wysokości lotu ma decydujący wpływ na zwiększenie zapasu sterowności i zabezpiecza przed drganiami (rys. 5). W przypadkach wątpliwych zaleca się dalsze zmniejszenie wysokości lotu:



5. Granica obszaru prędkości lotu wolnych od drgań dla danego ciężaru samolotu

- przewidując wlot w obszar turbulencji zmniejsza się prędkość lotu do prędkości lotu w turbulencji i odpowiednio podłużnie wyważa samolot. Lecąc w turbulencji nie wolno zmieniać wyważenia,
- znalazłszy się niespodziewanie w turbulencji zmniejsza się moc zespołu napędowego do wartości utrzymującej prędkość lotu w turbulencji i w przybliżeniu wyważa samolot podłużnie.

Podczas ustalania prędkości lotu w turbulencji nie wolno robić dużych i szybkich zmian mocy. Szczególnie na dużej wysokości lepiej pozostać na większej prędkości lotu niż na zbyt małej. Raz ustawiona moc dla prędkości lotu w turbulencji może być zmieniana tylko przy dużej i ciągłej zmianie wysokości i prędkości lotu,

- podczas lotu na samolocie o skośnych skrzydłach w turbulencji bez pomocy automatycznego pilota musi być wyłączony tłumik wahań dookoła osi pionowej,
- podmuch powoduje przyrost obciążenia samolotu. Wywołuje to chwilowe drgania występujące przy krytycznej liczbie Macha. Gdy utrzymuje się względnie stałe pochylenie, drgania te nie są groźne i nie stwarzają problemów w sterowaniu. Wywołują jednak niebezpieczną sytuację, jeśli zostaną zrozumiane jako sygnał przeciągnięcia samolotu na małej prędkości lotu, a odpowiedzią będzie oddanie sterownicy i zwiększenie ciągu,
- nie wolno utrzymywać sztywno stałego pochylenia. W locie poziomym, z prędkością lotu w turbulencji, pochylenie mieści się przeciętnie w granicach $+1^\circ \div +4^\circ$. Zaleca się utrzymywać je z tolerancją po $5-7^\circ$ w obie strony. Należy pozwolić samolotowi reagować na podmuchy, towarzysząc mu jednak ruchami steru wysokości niezbędnymi do utrzymania pochylenia w granicach tolerancji. Nie wolno utrzymywać pochylenia przez zmianę położenia przestawialnego statecznika poziomego.
- w przypadku nie posługiwania się podczas lotu w turbulencji automatycznym pilotem, pożyteczne jest wykorzystywanie wskazań pokładowego systemu kierowania lotem w zakresie „Pochylenie” i „Kurs”. Skrajne odchylenia sylwetki samolotu na skali sztucznego horyzontu są trudne do prawidłowej interpretacji. Wskazania systemu kierowania lotem pozwalają uniknąć tej trudności,
- pokładowy system kierowania lotem działając w zakresie „Pochylenie” i „Kurs” opiera się wyłącznie na informacjach płynących od układów giroskopowych.

Dzięki temu zawsze właściwie pokaże, jaki ruch wykonać sterem wysokości. Wykorzystując system kierowania lotem, podobnie jak przy użyciu automatycznego pilota, wyłącza się funkcję „Utrzymywanie wysokości”,

● lejąc w turbulencji zapłon silnika odrzutowego ustawia się w położeniu „Rozruch w powietrzu”. Zmienny kierunek opływu dyfuzora wlotowego silnika może spowodować wyłączenie się silnika.

Możliwości szkolenia pilotów za pomocą symulowania lotu w turbulencji

Sprawozdania z badań nad problemem lotów w turbulencji stwierdzały (NASA, NADC) dużą przydatność symulatorów lotu do celów szkoleniowych. Doświadczenia zdobyte przez pilotów podczas pozorowanego lotu w turbulencji stawały się czynnikiem budzącym zaufanie do ich możliwości i umiejętności. Dzięki temu w następujących po sobie próbach piloci byli coraz bardziej odprężeni psychicznie i fizycznie oraz robili coraz mniej błędów w sterowaniu. Zapoznali się z doznaniem towarzyszącym ujemnym przeciążeniom w turbulencji. Nauczyli koncentrować się na swoich zadaniach i unikać konfliktów przy wyborze informacji. Doświadczalne symulatory wykazały, że możliwości techniczne dzisiejszych urządzeń treningowych pozwalają na względnie dokładne odtwarzanie wybiegających poza granice normalnej eksploatacji charakterystyk stateczności i sterowności samolotu podczas lotu w turbulencji.

Większość symulatorów lotu stosowanych przez towarzystwa lotnicze ma bardzo ograniczone możliwości odtwarzania lotów w burzliwym powietrzu. Gwałtowne ruchy kabiny są albo całkowicie niemożliwe, albo re-

prezentowane przez powolne ruchy pochylenia i przechylenia.

Rozwiązanie leży prawdopodobnie w zmianie techniki obliczeniowej. Przejście z techniki analogowej na cyfrową pozwala bez nadmiernych trudności i kosztów modyfikować symulatory lotu. Rozszerza zakres ich możliwości w stosunku do człowieka oraz pozwala badać problemy obwodu sterowania: automatyczny pilot-samolot.

Znaczenie zapewnienia pilotom komunikacyjnym takiej formy szkolenia i treningu jest bardzo duże. Badania ankietowe wykazały, że każdy pilot statystycznie raz na 15 lat napotyka silną turbulencję. Tak niewielka częstotliwość spotykania się z turbulencją nie pozwala poszczególnym pilotom na podniesienie umiejętności i zwiększenie osobistego doświadczenia. Przeciwnie jest bardzo rygorystycznie i często ćwiczony przypadek spadku lub utraty mocy na jednym z silników po przekroczeniu prędkości krytycznej startu, a przed osiągnięciem wysokości 500 m. Tymczasem te same badania ankietowe mówią, że statystyczna możliwość spotkania tej sytuacji wynosi również 1 na 15 lat.

Literatura

1. Bisggod P. L. Burnham J., „Jet upset”, The log, № 1, 1967.
2. Hall C. N.: „BEA and the jet upset problem” SAN № 337, 1968.
3. Kraght P. A.: „Requirements for significant turbulence” SAN № 334, 1966.
4. Magruder W. M., Fetty R. L.: „A test pilots view of subsonic jet upset problem”. The Society of Experimental Test Pilots Paper, September, 1964.
5. Soderlind P. A.: „Jet turbulence penetration”, Flight Standards Bulletin № 8—63, November, 1963.
6. Soderlind P. A.: „Jet transport operation in turbulence”, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Paper № 64—355, June, 1964.
7. Soderlind P. A.: „Operation in turbulence”, Flight Standards Bulletin № 3—65, February, 1965.

Mgr inż. ELIGIUSZ KOŁODZIŃSKI

656.71:625.8

Artykuł stanowi pierwszą próbę szczegółowego wyjaśnienia różnic między nawierzchniami lotniskowymi i drogowymi w świetle odmienności warunków ich eksploatacji. Rozważano również warunki techniczne podstawowych rodzajów nawierzchni lotniskowych — z betonu cementowego i betonu asfaltowego — zwłaszcza w odniesieniu do czynników nie występujących w przypadku nawierzchni drogowych.

NIEKTÓRE ZAGADNIENIA BUDOWY NAWIERZCHNI LOTNISKOWYCH

Silnik odrzutowy zmienił nie tylko samolot, lecz także spowodował zmianę wymagań odnośnie do nawierzchni lotniskowych. Nawierzchni tych nie można już utożsamiać z nawierzchniami dróg samochodowych, jak dotąd, ani pod względem konstrukcyjnym, ani technologicznym.

Odmiennosc warunków eksploatacji nawierzchni lotniskowych i samochodowych

Różnice w wymaganiach stawianych nawierzchniom lotniskowym i samochodowym związane są z następującymi czynnikami:

● występowaniem na nawierzchniach lotniskowych wielu ne-

gatywnych dla nawierzchni zjawisk, nie mających miejsca na drogach samochodowych,

- brakiem pewnych pozytywnych dla nawierzchni oddziaływań ruchu samochodowego,
- wrażliwością samolotów odrzutowych na czynniki nieistotne dla samochodów.

Do negatywnych oddziaływań na nawierzchnię lotniskową należą:

- termiczne oddziaływanie gazów wylotowych, powodujące — w czasie postoju samolotu z pracującym silnikiem — rozmiękanie dywaników asfaltowych i masy zalewowej w szczelinach dylatacyjnych nawierzchni betonowych,
- mechaniczne oddziaływanie silników odrzutowych, powodujące wydmuchiwanie rozmiękzonej uprzednio masy zalewowej oraz odrywanie od nawierzchni luźno związanych z nią elementów, które następnie mogą być zassane z nawierzchni

przez inny samolot (niebezpieczne zwłaszcza przy grupowych startach),

- rozlewanie paliwa, rozpuszczającego asfalt,
- dynamiczne oddziaływanie samolotów na nawierzchnię w początkowej fazie dobiegu i występujące równocześnie tarcie posuwiste nie rozpędzonych kół podwozia (przy niektórych typach samolotów), co przy nawierzchni zbyt szorstkiej niszczy oponę, zaś przy małej odporności nawierzchni na to oddziaływanie — wygładza ją lub uszkadza.

Oddziaływaniami, które powoduje pozytywne skutki dla nawierzchni dróg samochodowych, a którego brak na nawierzchniach lotniskowych jest:

- zajeżdżanie nawierzchni, powodujące ich powolne ścieranie i działające odświeżająco na nawierzchnie, a w odniesieniu do nawierzchni asfaltowych — powodujące ponadto dogęszczanie masy i stałe wyciskanie asfaltu, co zabezpiecza nawierzchnię przed szybkim starzeniem się w wyniku wietrzenia powierzchniowej warstewki.

Wrażliwość samolotów odrzutowych, istotna przy ustalaniu technicznych wymagań dla budowy nawierzchni lotniskowych i ich utrzymaniu, wynika z:

- ograniczonej długości drogi, na której musi nastąpić zahamowanie samolotu, wobec czego nawierzchnia lotniskowa musi mieć następujące cechy:

- określoną szorstkość — nie za małą, by samolot mógł stracić prędkość na drodze startowej, ale i nie za dużą, by nie następowało zbyt szybkie zdzieranie opon,

- jednakową szorstkość na całej szerokości nawierzchni, by zapewnić prostoliniowy ruch samolotu w czasie dobiegu,
- mniej więcej stałą szorstkość w każdych warunkach atmosferycznych, co wymaga między innymi stałego usuwania z nawierzchni śniegu i lodu w sposób szybki i nieszkodliwy dla samolotu, ale — przy obecnych metodach niestety na ogół przykry dla nawierzchni,

- dużej prędkości samolotu w trakcie przyziemiania, co zmienia jakościowo samolot tarcia w porównaniu z ruchem samochodowym — zarówno z powodu zależności współczynnika tarcia od prędkości, jak też z powodu poważniejszych skutków niewłaściwej jakości nawierzchni lotniskowej,

- zdolności zasysania zanieczyszczeń z nawierzchni; zmusza to do utrzymywania nawierzchni w dużej czystości, co jest utrudnione, gdy nawierzchnia jest mało spójna, tj. gdy tworzą się na niej okruszyny w sąsiedztwie pęknięć, gdy wyluskują się ziarna kruszywa itp.

Opisane wyżej zjawiska odbywają się na nawierzchniach, które są wielokrotnie szersze od drogowych, a przy tym mają znacznie mniejsze spadki poprzeczne, co spowalnia spływ wody z nawierzchni pociągając za sobą wielorakie, szkodliwe dla nawierzchni konsekwencje.

Jak widać, nawierzchnie lotniskowe muszą być traktowane inaczej niż nawierzchnie dróg samochodowych i to zarówno w fazie projektowania, jak też w procesie wykonawstwa i podczas eksploatacji. Ogólnie biorąc, nawierzchnie lotniskowe muszą spełniać większe wymagania jakościowe, co powoduje konieczność opracowywania odrębnych warunków wykonawstwa i odbioru robót.

Wybór rodzaju nawierzchni lotniskowej

Mnogość wymagań stawianych nawierzchniom lotniskowym spowodowała, że po wprowadzeniu samolotów z silnikami odrzutowymi jedynym rodzajem nawierzchni na lotniskach stała się nawierzchnia z betonu cementowego. Opierając się na doświadczeniach uzyskanych podczas eksploatacji tego rodzaju nawierzchni na drogach samochodowych uznano bowiem beton cementowy za jedyny materiał nadający się do budowy nowoczesnych nawierzchni lotniskowych.

Chociaż dzisiaj stosuje się na lotniskach również inne rodzaje nawierzchni, beton jest nadal trudny do za-

stąpienia tam, gdzie ma miejsce rozlewanie paliwa lub dłuższy postój samolotów na pracujących silnikach, a więc na płytach tankowania i na początkowych odcinkach dróg startowych.

Jednocześnie jednak opracowano technologię nawierzchni asfaltowo-betonowych, umożliwiającą ich stosowanie w miejscach mniej narażonych na wspomniane oddziaływanie, a więc na drogach startowych (oprócz odcinków początkowych) i drogach kołowania samolotów, stanowiących ogromną większość nawierzchni lotniskowych. Ich podstawowymi zaletami w stosunku do nawierzchni betonowych są mniejsze koszty inwestycyjne i łatwość dokonywania napraw. Małe koszty inwestycyjne uwydatniają się zwłaszcza przy kapitalnych remontach starych nawierzchni (możliwość nakładania cienkich dywaników) oraz przy budowie lotnisk dla lekkich samolotów, dla których wystarczają nawierzchnie o stosunkowo małej nośności (np. dywanik asfaltowo-betonowy na podbudowie z miejscowych materiałów).

Poza wymienionymi materiałami — beton cementowy i asfalto-beton — nie stosuje się na lotniskach innych nawierzchni, a przeprowadzone próby nie dały dotychczas wyników, które umożliwiałyby trwałe wprowadzenie do budownictwa lotniskowego nowego rodzaju nawierzchni.

Lotniskowe nawierzchnie z betonu cementowego

Instrukcja lotnictwa wojskowego Lot. 363/60, wprowadzona do użytku w 1960 r., określa szczegółowo nie tylko wymagane własności gotowego betonu nawierzchniowego, lecz także precyzuje dokładnie własności wszystkich jego wyjściowych składników oraz sposób wykonania nawierzchni. W stosunku do gotowego betonu instrukcja ta stawia następujące wymagania (dla nawierzchni jednowarstwowych):

wytrzymałość na ściskanie	
po 28 dniach — co najmniej	300 kG/cm ²
wytrzymałość na zginanie	
po 28 dniach — co najmniej	45 „
po 7 dniach — co najmniej	33 „
nasiąkliwość (ciężarowo) — najwyżej	7%
zawartość cementu	300—400 kG/m ³
orientacyjny wskaźnik wodno-cementowy	0,40—0,50.

Jak widać, instrukcja precyzuje jednoznacznie tylko wytrzymałościowe cechy betonu, chociaż wiadomo, że nie sama wytrzymałość decyduje o trwałości i wartości eksploatacyjnej lotniskowej nawierzchni betonowej. Instrukcja zawiera wprawdzie szereg wskazań technologicznych, których przestrzeganie w trakcie wykonywania robót zapewniłoby uzyskanie betonu o stosunkowo wysokiej jakości, lecz w warunkach masowego wykonawstwa nie sposób doprowadzić do przestrzegania tych wskazań na każdym stanowisku roboczym i w każdej fazie robót. Ponadto trzeba uwzględnić, że w roku 1960 nie dysponowano doświadczeniami z wystarczająco długiego okresu eksploatacji nawierzchni przez samoloty odrzutowe, toteż w instrukcji zebrano przede wszystkim doświadczenia z budowy tych nawierzchni.

Kilkunastoletnia eksploatacja nawierzchni przez stale zmieniające się typy samolotów wykazała, że w polskich warunkach klimatycznych, gdzie w ciągu jed-

nego roku temperatura powietrza przechodzić może nawet kilkadziesiąt razy przez 0°C, gdzie konieczne jest zwalczanie powstających oblodzeń nawierzchni za pomocą środków chemicznych, wykonane zgodnie z instrukcją nawierzchnie betonowe nie wykazały wystarczającej odporności.

Po kilku lub kilkunastu latach eksploatacji (zależnie od intensywności użytkowania) nawierzchnie te zaczęły złuszczać się powierzchniowo, co wprawdzie w początkowej fazie nie wywiera istotnego wpływu na ich wytrzymałość, lecz odbiera im inną ważną cechę, a mianowicie możliwość utrzymania w idealnej czystości. Łuszczenie się betonu jest przy tym procesem ciągłym, toteż po kilku latach prowadzi do powstania ubytków na tyle głębokich, że nawierzchnia przestaje nadawać się do eksploatacji przez jakiegokolwiek samoloty.

Zjawisko łuszczenia się nawierzchni betonowych wystąpiło nie tylko w Polsce i nie tylko na lotniskach, lecz także na drogach samochodowych. Jest ono powodowane naprężeniami termicznymi, powstającymi przede wszystkim wskutek zamarzania wody w porach betonu oraz jej gwałtownego tajania, wywołanego działaniem środków chemicznych, stosowanych do szybkiego usuwania oblodzenia nawierzchni. Szerokie badania tego zjawiska doprowadziły do stwierdzenia, że walka z łuszczeniem się nawierzchni powinna polegać głównie na niedopuszczeniu do powstawania omówionych naprężeń: z jednej strony przez wykonywanie betonów o odpowiedniej strukturze, z drugiej zaś przez stosowanie odpowiednich, jak najmniej szkodliwych dla betonu metod walki z oblodzeniami nawierzchni. W celu uzyskania właściwej struktury betonu wprowadza się napowietrzanie masy betonowej, w wyniku czego zamiast sieci połączonych wzajemnie kapilarów powstają w betonie drobne, zamknięte pory, zmniejszające jego nasiąkliwość i higroskopijność, a tym samym zwiększające mrozoodporność. Opisany efekt uzyskuje się przez dodanie do wody zarobowej specjalnego środka napowietrzającego (w Polsce — „Abiesod” produkcji INCO).

Wskazówki dla wykonawstwa robót, wynikające z opisanych wyżej doświadczeń eksploatacyjnych, uwzględniają wydane w roku 1966 „Wytyczne tymczasowe budowy i odbioru lotniskowych nawierzchni betonowych”, uzupełniające i częściowo zmieniające instrukcję Lot. 363/60. Podstawowe różnice między obydwiema normami są następujące:

● wprowadzono nowe wymagania w stosunku do gotowego betonu:

wytrzymałość — bez zmian,
nasiąkliwość (ciężarowo) — najwyżej 6%,
zawartość cementu — 300÷500 kG/m³ (jak uprzednio, lecz z podkreśleniem, że górna granica dotyczy zawartości wszystkich cząstek mineralnych poniżej 0,2 mm, tzn. cementu i kruszywa,
wskaźnik wodno-cementowy, (0,35) 0,40÷5,45,
zawartość powietrza (objętościowo) 3,5—4,5% (uprzednio nie normowane),

● wprowadzono obowiązek badania mrozoodporności kruszywa i betonu oraz określono wymagania w tym przedmiocie (najwyżej 20% utraty wytrzymałości na ściskanie po 25 cyklach zamrażanie — odmrażanie),

● założono konieczność napowietrzania betonu do osiągnięcia wymaganej mrozoodporności i nasiąkliwości.

Badania nad zagadnieniem łuszczenia się nawierzchni betonowych wykazały jednak, że napowietrzanie be-

tonu nie zmniejsza znaczenia starych, „klasycznych” zasad wykonywania dobrego betonu. Napowietrzanie nie zastąpi więc dobrych materiałów, nie poprawi złego wymieszania składników czy niewłaściwego ich dozowania, a wręcz przeciwnie — dodatek środka napowietrzającego zmusza do szczególnie dokładnego dozowania wg specjalnie opracowanej receptury (m. in. z powodu plastyfikujących właściwości środków napowietrzających) oraz przestrzegania czasu trwania mieszania (za krótkie lub za długie mieszanie jest jednakowo szkodliwe).

W trakcie badań nad zagadnieniem łuszczenia ustalono, że niekorzystny wpływ wywiera pod tym względem zagęszczanie masy betonowej, w wyniku którego tworzy się często na powierzchni nawierzchni warstwa zaprawy cementowo-piaskowej, wykazująca szczególną skłonność do łuszczenia się. I temu zjawisku przeciwdziała w pewnym stopniu napowietrzanie betonu, dzięki któremu masa betonowa uzyskuje większą odporność na segregację, niemniej konieczne jest doświadczalne ustalenie parametrów pracy zagęszczarki dla każdej nawierzchni. O parametrach tych (prędkość jazdy i częstotliwość drgań w przypadku zagęszczarek wibracyjnych) decydują: grubość nawierzchni, rodzaj masy betonowej i rodzaj podłoża*.

Zalecane jest stosowanie do budowy nawierzchni betonowych cementu o opóźnionym w stosunku do wymagań polskich norm początku wiązania, który z uwagi na właściwą dla tego rodzaju robót organizację budowy nie powinien być krótszy niż 2 godziny (wg PN/B-40 min). Warunek ten spełnia tzw. cement drogowy, który produkowany jest jednak tylko na specjalne zamówienie.

Lotniskowe nawierzchnie z betonu asfaltowego

Wymagania techniczne, sposób wykonania, metody i zakres badań oraz warunki odbioru lotniskowych nawierzchni asfaltowo-betonowych są przedmiotem instrukcji lotnictwa wojskowego Lot. 337/59, wprowadzonej do użytku w 1960 r. Podstawowe ustalenia tej instrukcji opierają się na odpowiednich normach państwowych obowiązujących w budownictwie drogowym. Od czasu jej wprowadzenia do użytku wiele związanych z nią norm państwowych uległo zmianie, w tym również podstawowa norma PN-65/S-96022 (w instrukcji — projekt PN-57/S-96022). Toteż jeśli chodzi o wymagania techniczne w stosunku do materiałów i składu masy, instrukcja ta straciła w pewnym stopniu aktualność i w praktyce należy w tym zakresie posługiwać się normami państwowymi.

Należy natomiast omówić pewne wybrane zagadnienia, w których występują różnice między praktyką drogową i lotniskową, oraz zwrócić uwagę na niektóre czynniki szczególnie ważne w budownictwie lotniskowym. Są to mianowicie:

- skład masy,
- zamknięcie powierzchni,
- wykonywanie dylatacji,
- występowanie pęcherzy,
- kontrola laboratoryjna.

* Szczegółową analizę przyczyn zjawiska łuszczenia i wniosków dla wykonawstwa nawierzchni betonowych podaje mgr inż. Jan Chojnacki w pracy pt. „Łuszczenie się nawierzchni betonowych na lotniskach” wydanej przez Stowarzyszenie Inżynierów i Techników Komunikacji w 1967 r.

Masa asfaltowo-betonowa składa się, jak wiadomo, z trzech składników: szkieletu mineralnego, wypełniacza i asfaltu. O tym wie każdy drogowiec, nie wszyscy jednak oceniają właściwie wpływ każdego z tych składników na jakość masy.

A więc przede wszystkim szkielet mineralny. Nie kruszywo, jak to się potocznie mówi, a właśnie szkielet. Kruszywo jest tylko materiałem, z którego ten szkielet formuje się w taki sposób, aby uzyskać mieszanekę jak najbardziej szczelną i stabilną. W tym celu kruszywo musi mieć odpowiedni skład granulometryczny, od czego zależy szczelność szkieletu; skład granulometryczny oraz kształt pojedynczych ziaren kruszywa decydują łącznie o stabilności szkieletu. Nie da się więc uzyskać stabilnego szkieletu przy użyciu wyłącznie materiału naturalnego, nie łamanego, co doskonale widać przy wałowaniu górnej warstwy, jeśli warstwa dolna wykonana została bez użycia kruszywa łamanego. Masa dolnej warstwy, rozgrzewając się po ułożeniu warstwy górnej, traci wówczas stabilność i przesuwa się w kierunku ruchu walca, co np. uniemożliwia wykonanie prostoliniowych dylatacji. Praktyka wykazała, że do zapewnienia stabilności szkielet mineralny powinien zawierać co najmniej 30% kruszywa łamanego. Dotyczy to oczywiście warstw dolnych, gdyż szkielet mineralny warstwy górnej — z uwagi na wyłuskiwanie się okrągłych ziaren w wyniku wietrzenia nie zajeżdżanej nawierzchni i pracy silników odrzutowych — powinien być wykonywany wyłącznie przy użyciu kruszywa dwukrotnie łamanego.

Omawiając zagadnienie kruszywa należy również zwrócić uwagę na niebezpieczeństwa związane ze stosowaniem pospółki. Jest to bowiem materiał o zupełnie przypadkowym składzie granulometrycznym i w tej samej kopalni, a nawet na tej samej ścianie wydobywczej, występują tak znaczne różnice w uziarnieniu, że praktycznie niemożliwe jest zapewnienie prawidłowego uziarnienia szkieletu mineralnego masy przy stosowaniu pospółki. Toteż może ona być stosowana w stanie naturalnym jedynie do warstwy wyrównawczej, gdzie z uwagi na kruszenie ziaren w sąsiedztwie zerowych wyrównań uziarnienie masy nie ma większego znaczenia.

Drugi składnik masy — wypełniacz — jest mączką mineralną i z tego powodu nieraz utożsamia się go z pyłami zawartymi w kruszywie zapominając, że wypełniacz spełnia swoją rolę nośnika asfaltu nie tylko dzięki bardzo drobnemu uziarnieniu, lecz także dzięki własnościom emulgującym. I dlatego pyły muszą być zawsze traktowane jako zanieczyszczenia obniżające jakość kruszywa.

Wreszcie asfalt, którego rolę — jak to sugeruje nazwa produktu końcowego „beton asfaltowy” — utożsamia się czasami z rolą cementu w betonie cementowym. W rzeczywistości asfalt zawsze występuje w asfaltobetonie jako materiał nie zmieniony, który wprawdzie po ostygnięciu utrzuca stabilność szkieletu mineralnego, ale nie potrafi jej zastąpić. Masa zawsze pozostanie niestabilna, jeśli niestabilny jest szkielet mineralny. Najlepiej widać to zresztą ze sposobu doboru ilości asfaltu na zasadzie wypełnienia próżni w szkielecie, bo jest to jego najważniejszym zadaniem. Za małą ilość asfaltu powoduje z biegiem czasu wyłuskiwanie się przypowierzchniowych ziaren kruszywa, za dużą — daje nawierzchnię zbyt śliską.

Nawierzchnia lotniskowa nie może się zamykać za rozściełaczem, a tym bardziej nie może być po wałowaniu zamykana przez skrapianie asfaltem, gdyż wówczas otrzymuje się nawierzchnię zbyt śliską, utrudniającą hamowanie lądującego samolotu. W związku z tym stosuje się opracowaną przez Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych metodę zamykania powierzchni przy użyciu zaczynu wodno-cementowego (w proporcji 1:1). Zaczyn powinien być rozlewany na nawierzchni w trakcie jej wałowania (po przestygnięciu masy do temperatury poniżej 100 °C), a nadmiar usunięty z nawierzchni zaraz po zakończeniu wałowania. W praktyce istnieje szereg odstępstw od tej technologii, czego najczęstszą przyczyną jest zamykanie się masy za rozściełaczem.

Wówczas albo wznoszą się powierzchnię grabiami, albo posypuje ją cienko luźną masą. To jest oczywiście jakieś wyjście, ale wyjście spowodowane koniecznością, która powstała w wyniku niewłaściwego składu masy, o czym nie wolno zapominać.

Doświadczenia budownictwa lotniskowego wykazały, że przy cienkich dywanikach układanych na sztywnych podbudowach zachodzi potrzeba dylatowania dywaników asfaltowo-betonowych. Dylatacje te spełniają jednak swoją rolę tylko wówczas, gdy znajdują się dokładnie nad szczelinami dylatacyjnymi (nie skurczowymi) podbudowy i to jest sprawa najważniejsza.

Wykonanie tych szczelin sprawia czasami kłopoty, toteż celowe wydaje się podanie sposobu wypracowanego i z powodzeniem stosowanego w Gdańskim Przedsiębiorstwie Robót Drogowych:

- zaraz po ułożeniu (przed zagęszczeniem) warstwy górnej przecina się ją specjalnym, ciężkim nożem stalowym o długości równej szerokości roboczej rozściełacza,
- powstałą szczelinę zasypuje się suchym, drobnym piaskiem za pomocą konewki bez sitka,
- w piasek pogrąża się okrągły pręt ze stali zbrojeniowej o średnicy 20 mm,
- po zagęszczeniu nawierzchni wyjmuje się pręt, który wykorzystuje się do wykonania następnych dylatacji,
- przed wypełnieniem szczeliny masą zalewową wydmuchuje się piasek oraz usuwa ewentualne drobne uszkodzenia.

Obecnie trwają doświadczenia nad wykonywaniem cienkich dywaników nie dylatowanych poprzez uelastycznienie masy nad szczelinami sztywnej podbudowy. Do czasu zakończenia tych doświadczeń nie można jednak zrezygnować z opisanego wyżej przecinania nawierzchni.

Nie zdołano dotychczas wyjaśnić w pełni przyczyn powstawania na niektórych powierzchniach asfaltowo-betonowych (także z asfaltu lanego) pęcherzy, polegających na tym, że warstwa asfaltowa unosi się tworząc wzgórek o wysokości kilku i średnicy kilkunastu centymetrów. Przekucie i przyklepanie pęcherza (po podgrzaniu, bo na zimno kruszy się) nie zabezpiecza przed powtórzeniem się opisanego zjawiska.

Dotychczasowe badania wykazują, że najprawdopodobniejszą przyczyną powstawania pęcherzy jest zabrudzenie podbudowy paliwem, przy czym może to nastąpić w czasie eksploatacji podbudowy jako samodzielnej nawierzchni (częste przypadki licznego występowania pęcherzy na trasach ruchu cystern z paliwem) lub podczas układania asfaltobetonu — jako efekt mycia sprzętu (rozściełacza, wywrotek) ropą. Należy więc w pierwszym rzędzie sprawdzić podbudowę przed ukła-

daniem asfalto-betonu i wypalić ewentualne plamy po paliwie, a następnie nie dopuścić do zabrudzenia podbudowy podczas wykonawstwa robót.

Na ogół docenia się potrzeby skrupulatnej kontroli laboratoryjnej robót betonowych, na co niemały wpływ ma sprawa wytrzymałości, będąca podstawowym i obiektywnym wskaźnikiem jakości betonu cementowego. Jakość betonu asfaltowego ocenia się natomiast za pomocą stosunkowo liczego zespołu wskaźników, z których żaden nie dominuje wyraźnie nad pozostałymi; wpływu składu masy na jakość nawierzchni nie da się ocenić — jak to ma miejsce z wytrzymałością w przypadku betonu cementowego — za pomocą jednego, obiektywnego wskaźnika, lecz dopiero na podstawie zachowania się gotowej nawierzchni w trakcie eksploatacji. Toteż właściwy, wypróbowany w praktyce przez

dziesięciolecia i uzasadniony teoretycznie skład masy asfaltowo-betonowej może być sprawdzony przed oddaniem nawierzchni do eksploatacji przede wszystkim przez bezpośrednie określenie jego zgodności ze składem założonym, ustalonym na podstawie obowiązujących wytycznych.

Dlatego właśnie niezbędna jest bieżąca kontrola składu masy asfaltowo-betonowej, gdyż wszelka ocena makroskopowa jest tu zawodna, a odstępstwa od receptury znacznie bardziej oddziałują na jakość nawierzchni z betonu asfaltowego niż cementowego. Nie wystarczy jednak sama ewidencja uzyskanych wyników, lecz konieczne jest ich niezwłoczne, bieżące wykorzystywanie do ewentualnej korektury składu masy, co jest podstawowym warunkiem do uzyskania pełnowartościowej nawierzchni.

Mgr inż. ZDZISŁAW PYTLEWSKI

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych

656.71.052.3

Możliwości obliczania wpływu błota i wody na nawierzchni pasa startowego na długość rozbiegu samolotów odrzutowych

Przy eksploatacji samolotów odrzutowych na nawierzchniach lotniskowych pokrytych warstwą błota i wody występuje duże prawdopodobieństwo wypadków lotniczych przez zmniejszenie lotnych charakterystyk samolotów.

Wypadki lotnicze mają miejsce na nawierzchni pokrytej błotem i wodą wskutek poślizgu przy hamowaniu, wywołanego przez znaczne zmniejszenie się współczynników przyczepności i przez hydrauliczne unoszenie, a ponadto z następujących powodów:

- wydłużenie się długości rozbiegu czy dobiegu samolotu do całej długości drogi startowej bez zapasu,
- zwiększenie możliwości wpadania do silników odrzutowych błota i wody oraz uszkodzenia instalacji i konstrukcji samolotu uderzeniami bryzgów pulpy błotnej wyciskanej spod kół samolotu,
- zmniejszenie prędkości oderwania się samolotu od nawierzchni drogi startowej wskutek zwiększonych oporów ruchu i zmniejszonego ciągu silników.

Wypadki lotnicze powodowane powyższymi przyczynami mają charakter sezonowy i występują naj-

częściej w okresie jesienno-zimowym, zimowym i zimowo-wiosennym.

Opór ruchu samolotu po drodze startowej pokrytej warstwą błota i wody można wyrazić równaniem:

$$F = \frac{1}{2} A \cdot B \cdot V^2 \cdot C \cdot D \cdot E \quad (1)$$

gdzie:

F — suma sił oporu ruchu samolotu spowodowanych warstwą błota i wody na nawierzchni,

A — gęstość wody,

B — średnia gęstość błota,

V — drogową prędkość samolotu,

C — głębokość warstwy błota,

D — szerokość opony w płaszczyźnie

przechodzącej po powierzchni błota,

E — współczynnik tarcia i oporu toczenia się kół samolotu po błocie.

Szerokość opony w płaszczyźnie przechodzącej po powierzchni błota można w przybliżeniu wyrazić wzorem:

$$D = 2w \left[\frac{G + C}{w} - \left(\frac{G + C}{w} \right)^2 \right]^{1/2} \quad (2)$$

gdzie:

w — maksymalna szerokość opony pod obciążeniem pionowym,

G — pionowe obciążenie opony,

C — głębokość warstwy błota.

Artykuł podaje zależności oporu ruchu samolotów odrzutowych po nawierzchni pasa startowego pokrytego błotem i wodą od różnych czynników. Zależności te są przedstawione za pomocą wykresów i wzorów, co umożliwia określanie przewidywanej długości rozbiegu samolotu w zależności od grubości i gęstości warstwy błota.

Współczynnik oporu toczenia E po błocie dla jednego izolowanego koła samolotu można przyjąć wg danych eksploatacyjnych równy 0,75.

Natomiast na suchym śniegu współczynnik oporu toczenia będzie znacznie mniejszy (0,35) przez to, że koło nie rozsuwa na swoim śladzie warstwy śniegu, jak to ma miejsce przy jego ruchu po błocie i wodzie.

Dla podwozia wielokołowego opór toczenia będzie znacznie większy, w porównaniu do jednego izolowanego koła.

Opór ten można wyznaczyć doświadczalnie; np. czterokołowy podwójny tandem daje opory toczenia mniejsze, ponieważ koła przednie oczyszczają drogę dla kół tylnych i dlatego opór toczenia średni przypadający na jedno koło będzie nawet mniejszy jak dla pojedynczego izolowanego koła.

Opory ruchu spowodowane uderzeniami bryzgów błota oddziałują nie tylko na konstrukcję podwozia i silnik, ale także na inne elementy samolotu.

Badania samolotów myśliwskich w ruchu wykazały, że największe opory spowodowane bryzgami błota daje koło przednie (nosowe), przy tym

bryzgi błota uderzają po konstrukcji skrzydła.

Opór można znacznie zmniejszyć stosując specjalne opony i konstrukcje podwozi.

Opory ruchu po błocie można określić; są one proporcjonalne do kwadratu drogowej prędkości hydraulicznego poślizgu, kiedy koła odrywają się od nawierzchni pasa pod działaniem hydraulicznego unoszenia (hydrodynamicznych sił) i poruszają się po warstwie błota.

Prędkość hydraulicznego poślizgu zależy od charakterystyki błota, opony i nawierzchni drogi startowej.

W przybliżeniu, dla warstwy wody prędkość ta może być wyrażona wzorem:

$$V_p = 62,892 \sqrt{\frac{p}{\rho}} \quad [\text{km/h}] \quad (3)$$

gdzie:

V_p — prędkość hydraulicznego poślizgu [km/h],

p — ciśnienie powietrza w oponach [kg/cm²].

Przy uwzględnieniu we wzorze gęstości błota hydrauliczną prędkość poślizgu można wyrazić wzorem:

$$V_p = 62,892 \cdot \sqrt{\frac{p}{B}} \quad [\text{km/h}] \quad (4)$$

gdzie:

B — średnia gęstość błota (od 0,5 do 1) w kg/dcm³.

Początek hydraulicznego poślizgu nosowych i głównych kół samolotu objawia się intensywnym zmniejszeniem współczynnika przyczepności i oporów ruchu po warstwie błota. Współczynnik oporu toczenia się kół po warstwie błota zmniejsza się prawie do zera dla dużych prędkości i do 60—80% dla prędkości średnich w początkach hydraulicznego poślizgu.

W sposób uproszczony zmiany oporów ruchu po błocie w zależności od gęstości błota i prędkości dla samolotu odrzutowego o ciężarze 136 ton, pokazuje rysunek 1.

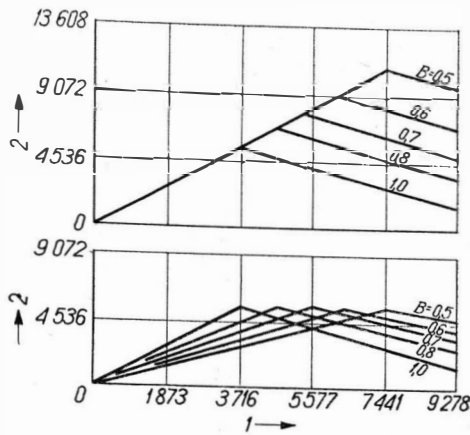
Dla możliwości określenia startowych charakterystyk samolotów w zależności od grubości warstwy błota obliczono doświadczalnie długości rozbiegu typowych odrzutowych samolotów przy następujących założeniach.

1. Ciąg przy rozbiegu po drodze startowej czystej bez błota wynosi:

$$T = F + 7,2099 \cdot V_g^2 \quad (5)$$

gdzie:

T — dysponowany ciąg silników [kg],



1. Zależność oporu ruchu kół samolotu po błocie od kwadratu prędkości przy różnych gęstościach błota B_s (zastępuje grubość warstwy wody $C_s \cdot B_s = 10$ mm, gdzie C_s — głębokość warstwy błota, $C_s = 10$ mm),

1 — kwadrat prędkości samolotu w m/sek²
2 — opory ruchu po błocie [kg].

F — opór ruchu samolotu [kg],

V_g — prędkość ruchu samolotu [m/sek].

2. Prędkość oderwania się samolotu przy starcie jest równa:

$$V_L = 0,8088 \sqrt{W} \quad [\text{km/h}] \quad (6)$$

gdzie:

W — ciężar całkowity samolotu [kg],

V_L — prędkość [km/h].

3. Prędkość początku hydraulicznego poślizgu wynosi średnio:

$$V_p = 62,892 \sqrt{\frac{p}{B}} \quad [\text{km/h}] \quad (7)$$

gdzie:

V_p — prędkość początku hydraulicznego poślizgu [km/h],

Wzrost długości rozbiegu samolotu z nawierzchni pokrytej warstwą błota, zależnie od ciężaru i ciągu silników podano na rys. 2.

4. Długość rozbiegu samolotu aż do prędkości oderwania się od nawierzchni lotniskowej można określić metodą całkowania wg wzoru:

$$L_s = \int_0^{V_L} \frac{W \cdot dV^2}{2g(T - F - F_s)} \quad (8)$$

gdzie:

L_s — długość rozbiegu aż do oderwania się od nawierzchni,

V_L — prędkość oderwania się samolotu przy starcie,

W — ciężar samolotu,

dV — przyrost prędkości,

g — przyspieszenie ziemskie,

T — dysponowany ciąg silników,

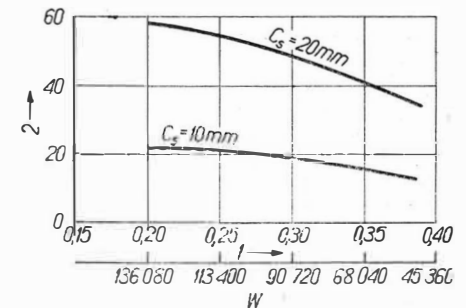
F — opór toczenia samolotu w warunkach normalnych,

F_s — dodatkowy opór toczenia samolotu wskutek pokrycia nawierzchni błotem.

Zmiany startowych charakterystyk samolotów przy rozbiegu po nawierzchni lotniskowej zależą od ciągu silników odrzutowych, prędkości występowania początku hydraulicznego poślizgu oraz grubości i gęstości błota.

Zwiększenie ciągu silników samolotu powoduje skrócenie długości rozbiegu po nawierzchni pokrytej błotem.

Używanie rakiet startowych stosowane jest w praktyce przy istnieniu na drodze startowej grubej warstwy błota, przy starcie z nawierzchni gruntowych, kiedy bezpieczeństwo wlotu z maksymalnym obciążeniem



2. Zależność długości rozbiegu samolotu od ciągu silników i ciężaru samolotu W , przy starcie z drogi startowej pokrytej błotem o gęstości B_s , dla grubości warstwy błota C_s :

1 — ciąg silników przypadający na jednostkę ciężaru samolotu,

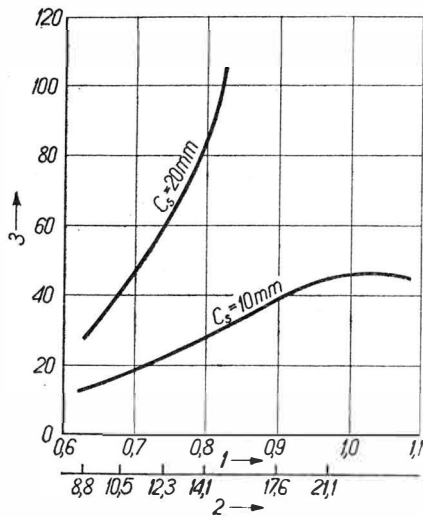
2 — zwiększenie długości rozbiegu (%).

nie jest w pełni zabezpieczone ze względu na zbyt małą długość drogi startowej. Maksymalne znaczenie współczynnika oporu poślizgu występuje przy ruchu samolotu po nawierzchni lotniskowej pokrytej błotem przy prędkości początku hydraulicznego poślizgu.

Na rysunku 3 pokazane są zmiany długości rozbiegu samolotów w zależności od prędkości początku hydraulicznego poślizgu w stosunku do prędkości oderwania się samolotu przy starcie, od ciśnienia powietrza w oponach i grubości warstwy błota.

Jest rzeczą oczywistą, że wysokie ciśnienie powietrza w oponach i odpowiadające temu prędkości początku hydraulicznego poślizgu znacznie pogarszają i ograniczają możliwości bezpiecznej eksploatacji samolotów przy warstwie błota na drodze startowej.

Grubość warstwy błota ma poważny wpływ na długość rozbiegu samolotów z nawierzchni lotniskowych.



3. Zależność długości rozbiegu samolotu z nawierzchni lotniskowej pokrytej warstwą błota o grubości C_s od stosunku prędkości początku hydraulicznego poślizgu do prędkości oderwania się przy starcie i ciśnienia powietrza w oponach: 1 — stosunek prędkości początku hydraulicznego poślizgu do prędkości oderwania się przy starcie, 2 — ciśnienie powietrza w oponach kół samolotu [kg/cm^2], 3 — zwiększenie długości rozbiegu [%].

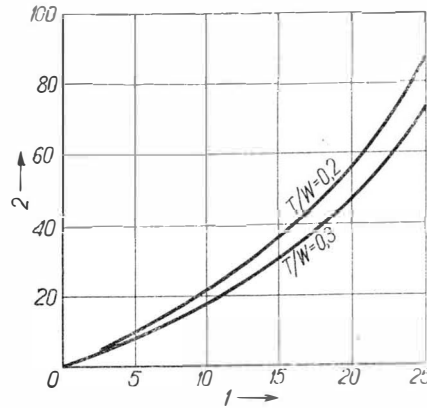
Na podstawie obserwacji startu samolotów z nawierzchni dróg startowych o dużej długości, wykorzystywanych przez samoloty w 60% do rozbiegu określono, że długość rozbiegu zwiększa się przynajmniej o 5% na każdy 1 milimetr warstwy błota.

Na rysunku 4 pokazano zależność długości rozbiegu samolotu od grubości warstwy błota na drodze startowej.

Długość rozbiegu samolotu zależy nie tylko od grubości warstwy błota na drodze startowej, ale także od jego gęstości.

Szczególnie gęste błoto wpływa na prędkości początku hydraulicznego poślizgu. Pokazano to na rysunku 5, przy czym podane średnie wyniki można przyjmować dla każdego typu samolotu odrzutowego przy szczegółowym uwzględnieniu jego startowych charakterystyk. Dla pomiaru zasadniczych parametrów ruchu samolotów po błocie można zastosować kinoteodolity z zapisem poszczególnych parametrów w czasie.

Aby otrzymać pomiar przestrzenny rozbrzyziwania błota, zastosowano przez NASA aparaty kinowe, wyko-



4. Zależność długości rozbiegu samolotu od grubości warstwy błota na nawierzchni lotniskowej i ciągu silników w stosunku do ciężaru samolotu: 1 — grubość warstwy błota C_s w mm, 2 — zwiększenie długości rozbiegu [%], T/W — stosunek ciągu silników do ciężaru samolotu

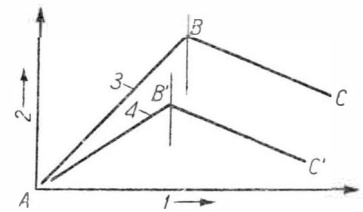
nując jednocześnie zdjęcia z boku, przodu i z góry.

Prace badawcze NASA, FAA zostały ujęte graficznie w postaci wykresu,

uwzględniającego opór ruchu samolotu po błocie w zależności od kwadratu jego drogowej prędkości przy kołowaniu. Pozwala to przewidywać opory ruchu po błocie dla samolotów o różnych parametrach.

Wykres otrzymany na podstawie dużej serii badań dla różnych prędkości, grubości i gęstości błota podaje rysunek 6.

Badania ustaliły, że pod nazwą błoto — należy rozumieć wszystkie meteorologiczne opady osadzające się na nawierzchni zaczynając od stojącej wody i sypkiego suchego śniegu do oblodzenia, zależnie od zmian temperatury, prędkości oraz ciśnienia w oponach.



6. Zależność oporu ruchu samolotu po błocie od kwadratu jego prędkości: 1 — kwadrat prędkości samolotu, 2 — opór ruchu, 3 — opór ruchu dla kół głównych, 4 — opór ruchu dla kół przednich samolotu

*

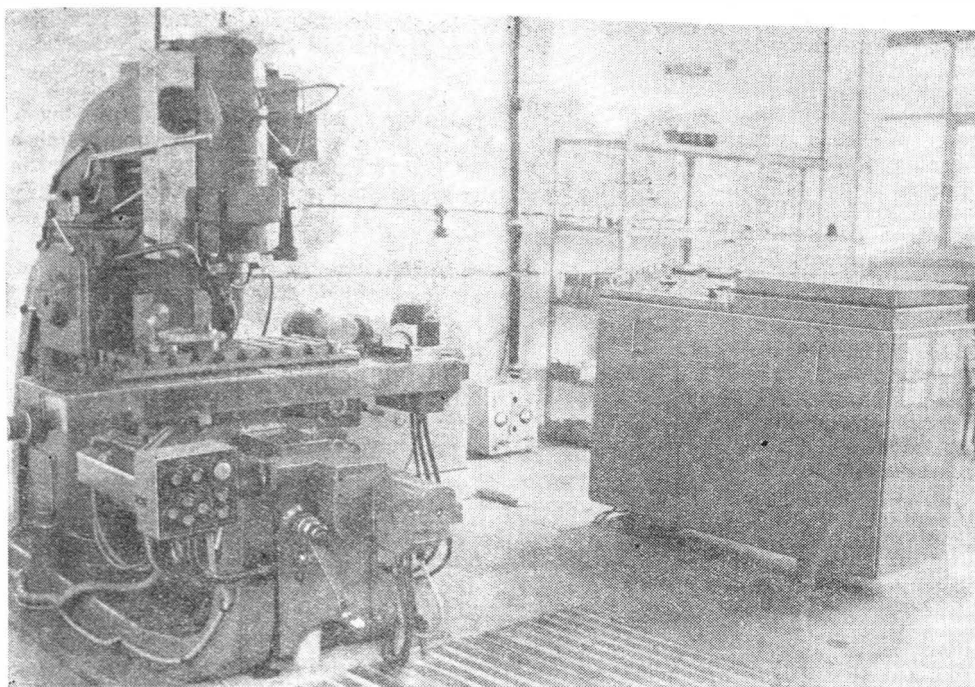
W celu uniknięcia wypadków lotniczych spowodowanych warstwą błota na nawierzchni konieczne jest stałe utrzymywanie nawierzchni w stanie czystym oraz usuwanie śniegu i oblodzenia.

Nawet cienka warstwa błota i wody, rzędu kilku milimetrów, powinna być skutecznie zwalczana; w tym celu służba lotniskowa powinna mieć dostateczną ilość maszyn oczyszczających o wysokich parametrach, tak aby całą nawierzchnię można było oczyścić za jednym przejściem w ciągu kilku godzin.

*

Literatura

1. Walter B. Horne: „Skidding accidents on runways and highways can be reduced”, *Astronautics and Aeronautics* 1967, 5 nr 8.
2. ICAO 5 th Air Navigat. Conf. Montreal, 1967, Work Paper 1967, Agenda Item 3, 7, 30 pp.
3. „Problemy szorstkości nawierzchni lotniskowych”, *Technika Lotnicza i Astronautyczna*, 1968, nr 9.



Frezarka FYA-31a ze sterowaniem programowym

Mgr TADEUSZ BRZYSKI
Mgr BOGDAN GRABOWSKI

Na podstawie półtorarocznej eksploatacji frezarki ze sterowaniem programowym autorzy usiłują dokonać oceny efektywności tej obrabiarki na tle konkretnych zastosowań w produkcji lotniczej. W analizie przyjęto szereg założeń teoretycznych eliminujących nietypową eksploatację prototypu. Na przykładzie dwóch przedmiotów przeprowadzono szczegółową liczbową analizę ekonomiczności zastosowania obrabiarki sterowanej programowo na tle frezarki konwencjonalnej.

Ekonomiczna efektywność zastosowania frezarek ze sterowaniem programowym

Ekonomiczną efektywność postępu technicznego dotyczącą środków wytwarzania należy rozpatrywać w dwóch płaszczyznach, tj. jako nośniki postępu wprowadzającego istotne zmiany w środkach wytwórczych przedsiębiorstwa oraz nośniki postępu technologicznego. Postulaty te mogą być realizowane przez wprowadzenie obrabiarek ze sterowaniem programowym. W ciągu ostatnich lat w przemyśle maszynowym podjęto prace nad wprowadzeniem różnego typu obrabiarek sterowanych programowo. Taką próbę ze skutkiem pozytywnym podjęto również w Wytwórni Sprzętu Komunikacyjnego w Świdniku przy pomocy Instytutu Elektrotechniki w Międzyzlesiu k. Warszawy i Instytutu Lotnictwa.

Półtoraletni okres eksploatacji frezarki ze sterowaniem programowym jest może zbyt krótki do formowania uogólnień. Można jednak dokonać próby oceny ekonomicznej efektywności przedsięwzięcia.

Z doświadczeń krajów znacznie bardziej zaawansowanych w dziedzinie produkcyjnego wykorzystania obrabiarek sterowanych programowo wynika, że jedna obrabiarka sterowana programowo zastępuje średnio 1,5 obrabiarki sterowanej ręcznie. Jednocześnie uzyskuje się tam oszczędność jednego etatu robotnika przy wzroście 0,2 etatu personelu technicznego.

Frezarka ze sterowaniem programowym została zaprojektowana przez konstruktorów Instytutu Elektrotechniki w Międzyzlesiu, którzy wykonali także układ sterowania; prace mechaniczne wykonane zostały przez WSK Świdnik, zaś układ zasilania hydraulicznego wykonany został przez Instytut Lotnictwa w Warszawie. Budowę obrabiarki rozpoczęto w roku 1962, a zakończono w maju 1967 r. Frezarka przeznaczona jest do automatyzacji obróbki skrawaniem produkcji małej i średnioseryjnej. Wykonuje ona niewielkie serie części o złożonych kształtach. Nadaje się szczególnie do eksploatacji w przemyśle lotniczym, ponieważ gwarantuje dużą dokładność i całkowitą powtarzalność wyko-

nywanych elementów. Automatyczny cykl pracy pozwala na znaczne skrócenie czasu obróbki. Frezarka składa się z następujących zespołów:

- adaptowanej frezarki pionowej FYA-31
- trzech układów pomiarowych dla osi XYZ
- zasilacza hydraulicznego
- układu sterowania
- mechanizmu przesuwu taśmy magnetycznej.

Program obróbki frezarki zapisywany jest na taśmie magnetycznej w postaci przesunięć fazowych, które przez układ przetwarzania sterują ruchami maszyny w kierunku podłużnym, poprzecznym i pionowym. Układ sterowania pracuje ze sprzężeniem zwrotnym, w wyniku czego następuje bezpośredni pomiar położenia osi narzędzia względem stołu frezarki. Układ ma stałą bazę odniesienia, z której narzędzie rozpoczyna i kończy cykl obróbki.

W uzupełnieniu przedstawionej charakterystyki należy także stwierdzić, że dane techniczne tej frezarki dotyczące prędkości posuwów programowych znacznie odbiegają od pierwotnie zakładanych i podawanych w instrukcji obsługi. Odchylenia w tym zakresie przedstawia tablica 1.

W celu przeprowadzenia analizy opłacalności produkcyjnego wykorzystania frezarki sterowanej programowo przyjęto jako układ odniesienia frezarkę uniwer-

Tablica 1. Prędkości posuwów frezarki

Oś	Prędkość [mm/min]		
	założona	wg instrukcji	rzeczywista
X, Y	0—600	0—300	0—240
Z	0—300	0—240	0—150

salną FYA-31. Należy jednak pamiętać, że pomimo nierozdzielnej więzi łączącej te obrabiarki uzyskiwane przez nie efekty są mało adekwatne w stosunku do siebie. Frezarki uniwersalne są bowiem produkowane w kraju seryjnie, dzięki czemu ich konstrukcja jak również technologia są w pełni dopracowane. Frezarka ze sterowaniem programowym natomiast jest prototypem doświadczalnym dostarczającym konstruktorowi i użytkownikom szeregu informacji o działaniu w normalnej eksploatacji. Ta zasadnicza różnica między obrabiarkami powoduje, że istnieją znaczne różnice w cenie ich nabycia, stopniu niezawodności, możliwościach wykorzystania ich czasu pracy itp. Z uwagi na ograniczoną objętość artykułu skoncentrowano się głównie na określeniu efektów uzyskanych w zakresie skrócenia cyklu produkcyjnego, zmniejszenia pracochłonności, zmniejszenia jednostkowego zużycia surowców i materiałów oraz kształtowaniu się kosztu jednostkowego. Rozważania zostały oparte na dwóch częściach obrabianych zarówno na frezarce sterowanej programowo (FSP), jak również na frezarce sterowanej ręcznie (FSR). Części te oznaczono umownie symbolami x i y .

Skrócenie cyklu produkcyjnego

Dzięki automatyzacji procesu technologicznego obrabiarki sterowanej programowo nastąpiło znaczne skrócenie cyklu produkcyjnego. W stosunku do metody tradycyjnej dla 30 szt. części otrzymano następujące wyniki:

- długość cyklu produkcyjnego na frezarce tradycyjnej:
dla części x 423 godz.
dla części y jest równy dla obu obrabiarek
- długość cyklu produkcyjnego na frezarce sterowanej programowo:
dla części x 230,5 godz.
dla części y jest równy dla obu obrabiarek.

Zmniejszenie pracochłonności

Określenie uzyskanych i ewentualnie możliwych do osiągnięcia efektów zmniejszenia pracochłonności przedstawiono w tablicy 2.

Tablica 2. Pracochłonność jednostkowa [godz]

Rodzaj części	FSR	FSP
x	2,52	1,40
y	0,80	0,40

Globalna oszczędność pracochłonności w okresie jednego roku zależy głównie od wykorzystania minimalnego czasu pracy obu obrabiarek.

Dla uproszczenia przyjęto założenie, że:

- wykorzystanie nominalnego czasu pracy FSR wynosi 80%
 - na każdej z frezarek mogła być wykonywana tylko jedna część, tj. x lub y .
- W takim układzie różnica w ilościach wykonywanych części na obu frezarkach w okresie roku wynosi odpowiednio:

Tablica 3. Produkcja części

Typ frezarki	Rzeczywisty czas pracy na 2 zmiany	Liczba wyprodukowanych części [szt.]	
		x	y
FSR	3750	1488,2	4688,0
FSP	1392	994,3	3480,0

Wynika stąd wniossek, że zainstalowana w przedsiębiorstwie FSP nie przyniosła dotychczas zmniejszenia pracochłonności*.

Jeśli jednak przyjmiemy, że FSP będzie eksploatowana na dwie zmiany przy wykorzystaniu nominalnego czasu pracy w 60%, (zaś FSR w 80%), to można będzie uzyskać następujące efekty:

Tablica 4. Produkcja części

Typ frezarki	Dwie zmiany		Liczba wyprodukowanych części [szt.]	
	nominalny czas pracy	rzeczywisty czas pracy	x	y
FYA-31(FSR)	4676	3740,8	1484,4	4676,0
FYA-31a(FSP)	4676	2805,6	2004,0	7014,0
Różnica	—	-935,2	+519,6	+2338,0

Większa ilość wyprodukowanych części na FSP przyniesie przedsiębiorstwu oszczędność pracochłonności w przypadku produkcji:

tylko części x ($519,6 \cdot 2,52$) 1309,4 godz.
tylko części y ($2338,0 \cdot 0,8$) 1870,4 godz.

Zmniejszenie jednostkowego zużycia surowców i materiałów

Zastąpienie obrabiarki tradycyjnej obrabiarką sterowaną programowo nie przynosi bezpośrednich oszczędności w zużyciu materiałów na jednostkę produkowaną części. Oszczędności materiałów mogą być uzyskiwane jedynie na drodze zmian w technologii obróbki, które powodują zmniejszenie ilości braków. Możliwe do uzyskania oszczędności materiałowe są funkcją wielkości produkcji i przedstawia je tablica 5.

* W analizowanym okresie czasu, tj. od listopada 1967 r. do października 1968 r. zainstalowana FSP była eksploatowana tylko na jedną zmianę przy wykorzystaniu nominalnego czasu pracy w 59,4%, z przyczyn niezależnych od przedsiębiorstwa.

Tablica 5. Zużycie materiałów przypadające na braki

Typ frezarki	% wykorzystania nominalnego czasu pracy	Część			
		x		y	
		produkcja [szt.]	materiał zużyty na braki [kG]	produkcja [szt.]	materiał zużyty na braki [kG]
<i>W okresie analizowanym</i>					
FYA-31	59,4	994,3	203,53	3480	695,20
FYA-31a	59,4	994,3	22,73	3480	188,50
Oszczędność	—	—	180,80	—	506,70
<i>W okresie planowanym</i>					
FYA-31	60,0	2004,0	410,22	7014,0	1401,19
FYA-31a	60,0	2004,0	45,82	7014,0	379,92
Oszczędność	—	—	364,40	—	1021,27*

* Wykazane oszczędności dotyczą materiału AK-6, wielkość braków na jedną część wyprodukowaną na OSR wyliczono za pomocą danych statystycznych z okresu dwóch lat. Braki spowodowane na FSP założono w proporcji 1 : 60.

Tablica 6. Obliczenie kosztu jednostkowego części x

Rodzaj nakładów	Symbole i wzory	Jednostka miary	FSR	FSP
1	2	3	4	5
Czas wykonania technologii	t	godz.	42	32
Średnia stawka biura technologicznego	S	zł/godz.	22	22
Koszt wykonania technologii	$K = S \cdot t$	zł	924	704
Czas wykonania rysunku oprzyrządowania	to	godz.	142	28
Koszt wykonania rysunku oprzyrządowania	$Ko = to \cdot S$	zł	3 124	616
Czas wykonania oprzyrządowania	tw	godz.	159,38	20
Stawka wydziału narzędziowego (z materiałami)	Sn	zł	95	95
Koszt wykonania oprzyrządowania	$Ko = tw \cdot Sn$	zł	15 141,10	1900
Czas uzbrojenia i nastawienia obrabiarki	tpz	godz.	5	0,5
Stawka robotnika obsługującego obrabiarkę	Sr	zł/godz.	10,40	9,60
Koszt uzbrojenia i nastawienia obrabiarki	$Kt = tpz \cdot Sr$	zł	52,00	4,80
Czas programowania	tp	godz.	—	92,00
Koszt programowania	$Kp = tp \cdot S$	zł	—	2024,00
Koszt maszyny cyfrowej	Kc	zł	—	800,00
Koszt interpolatora kołowego	Ki	zł	—	264,00
Koszt taśmy magnetycznej	Km	zł	—	160,00
Σ kosztów stałych	A	zł	19 241,10	6472,8
Czas jednostkowy	Tj	godz.	2,52	1,40
Narzut kosztów wydziałowych	Kw	zł/godz.	26,0	24,00
Narzut kosztów wydziałowych na operacje	$Nw = Kw \cdot tj$	zł	65,52	33,60
Amortyzacja	A	zł/godz.	3,98	98,47
Narzut amortyzacji na operacje	$NA = A \cdot tj$	zł	10,03	137,86
Koszt narzędzi (zakup, ostrzenie) na 1 godz.	Kn	zł/godz.	10,15	13,20
Koszt jednostkowy narzędzi	$Kj = Kn \cdot tj$	zł	40,40	18,48
Koszt robocizny bezpośredniej	$Kp = tj \cdot Sr$	zł	26,21	13,44

Σ kosztów zmiennych	B	zł	142,16	203,38
Koszt całkowity	$Kc = A + B \cdot 100$	zł	33 457,10	26 810,80
Koszt jednostkowy	$Kj = \frac{Kc}{100}$	szt.	334,57	268,11

Kształtowanie się kosztu jednostkowego

Koszt jednostkowy produkowanych części na obu frezarkach jest ściśle uzależniony od ilości wyprodukowanych sztuk. Wynika to stąd, że wartość amortyzacji przypadającej na jednostkę pracy OSP jest wielokrotnie większa niż w przypadku OSR. Koszty stałe kształtują się z reguły niżej na OSP niż na OSR.

Dla określenia granicznej ilości sztuk w serii przeprowadza się w przedsiębiorstwie następujące obliczenia, podane w tablicy 6 i 7.

Na podstawie zgrupowanego w tablicy materiału analitycznego można określić granicę opłacalności wielkości produkcji części na frezarce ze sterowaniem programowym.

W przypadku części x i y granica ta przedstawia się następująco:

część x

$$\frac{A_R - A_P}{B_P - B_R} = \frac{19\,241,10 - 6\,472,8}{203,38 - 142,16} = \frac{12\,768,3}{61,22} = 208,56$$

część y

$$\frac{A_R - A_P}{B_P - B_R} = \frac{8\,917,4 - 1\,141,08}{55,55 - 41,34} = \frac{7\,776,32}{14,21} = 547,24$$

gdzie:

A_R — suma kosztów stałych FSR
 A_P — „ „ „ FSP
 B_R — „ „ „ zmiennych FSR
 B_P — „ „ „ FSP.

Jak widać, graniczny czas zwrotu nakładów poniesionych na zainstalowaną frezarkę programową jest uzależniony głównie od różnicy między kosztem części produkowanej tradycyjnie a kosztem części obrabianej za pomocą FSP. Różnica ta jest z kolei tym większa, im większy występuje przedział między graniczną wielkością serii a wielkością serii rzeczywistej produkowanej. Jeśli więc przyjmiemy, że część x będzie produkowana w ilości 100 szt., a część y w ilości 200 szt., to koszt jednostkowy produkcji tych części na frezarce sterowanej programowo będzie mniejszy od kosztu produkcji metodą tradycyjną:

dla części x o 66,46 zł
dla części y o 24,68 zł.

W przyszłości koszty te będą znacznie mniejsze, ponieważ koszt nabycia podobnej frezarki — produkowanej seryjnie — ma wynosić wg przewidywań 1 800 000 zł, podczas gdy nakłady przedsiębiorstwa na frezarkę FSP wyniosły 4 923 484,95 zł, plus koszty związane ze szkoleniem personelu itp. Gdyby więc prognozy w stosunku do ceny seryjnych frezarek sterowanych programowo znalazły potwierdzenie w praktyce, to rzeczywisty koszt jednostkowy części byłby mniejszy od produkowanych tradycyjnie:

dla części x o 153,92 zł
dla części y o 49,67 zł.

*

Omówione efekty ekonomiczne stosowania frezarki ze sterowaniem programowym nie obejmują szeregu innych wymiernych elementów efektywności, takich jak rentowność produkcji, wzrost wydajności, polepsze-

T a b l i c a 7. Obliczenie kosztu jednostkowego części y

Rodzaj nakładów	Symbole i wzory	Jednostka miary	F SR	F SP
1	2	3	4	5
Czas wykonania technologii	t	godz.	2,10	2,10
Stawka biura technologicznego	S	zł/godz.	22,0	22,00
Koszt wykonania technologii	$K = S \cdot t$	zł	46,20	46,20
Czas wykonania rysunku o-przyrządowania	to	godz.	23,00	—
Koszt konstrukcji o-przyrządowania	$Ko = to \cdot S$	zł	506,00	—
Czas wykonania o-przyrządowania	tw	godz.	88,0	—
Stawka wydziału narzędziowego (z materiałami)	Sn	zł	95,00	—
Koszty wykonania o-przyrządowania	$Ko = tw \cdot Sn$	zł	8360,00	—
Czas uzbrojenia i nastawienia obrabiarki	tpz	godz.	0,50	0,30
Stawka robotnika obsługującego obrabiarkę	Sr	zł	10,40	9,60
Koszt uzbrojenia i ustawienia obrabiarki	$Kt = tpz \cdot Sr$	zł	5,20	2,88
Czas programowania	tp	—	—	36,00
Koszt programowania	$Kp = tp \cdot S$	—	—	792,00
Koszt maszyny cyfrowej	Kc	—	—	200,00
Koszt interpolatora kołowego	Ki	—	—	60,00
Koszt taśmy magnetycznej	Km	—	—	40,00
Σ kosztów stałych	A	zł	8 917,40	1141,08
Czas jednostkowy operacji	tj	godz.	0,8	0,4
Narzut kosztów wydziałowych	Kw	zł/godz.	26,00	24,00
Narzut kosztów wydziałowych na operację	$Nw = Kw \cdot tj$	zł	20,80	9,60
Amortyzacja	A	zł/godz.	3,98	98,47
Narzut amortyzacji na operację	$N.A = A \cdot tj$	zł	3,18	39,39
Koszt narzędzi (zakup, o-strzenie) na godz.	Ku	zł/godz.	11,30	6,80
Koszt jednostkowy narzędzi	$Kj \cdot Km \cdot tj$	zł	9,04	2,72
Koszt robocizny bezpośredniej	$Kr = tj \cdot Sr$	zł	8,32	3,84
Σ kosztów zmiennych	B	zł	41,34	55,55

1	2	3	4	5
Σ kosztów jednostkowych	$Kj = \frac{Kc}{200}$	zł/szt.	85,93	61,25
Koszt całkowity	$Kc = A + B \cdot 200$	zł	17 185,40	12 251,08

nie jakości itp. Niezależnie od efektów wymiernych przy stosowaniu frezarki FSP występują bardzo ważne efekty o charakterze niewymiernym.

Przedsiębiorstwo przez wprowadzenie do eksploatacji frezarki FSP może osiągnąć znaczne postępy w zakresie organizacji produkcji, bowiem obrabiarki tego typu zapewniają następujące korzyści:

- wprowadzają nowe elementy technologii obróbki,
- stwarzają możliwość przyspieszenia cyklu uruchomienia nowej produkcji,
- dają możliwość wykonania części bez specjalnych narzędzi i o-przyrządowania,
- eliminują powstawanie braków z przyczyn subiektywnych,
- dają możliwość przygotowania personelu technicznego jak i bezpośrednio produkcyjnego do obsługi obrabiarek będących najwyższym osiągnięciem techniki światowej.

Powyższe uwagi, mimo że nie wyczerpują całości omawianego zagadnienia, pozwalają na stwierdzenie opłacalności stosowania obrabiarek sterowanych programowo. Przemawiają za tym efekty o charakterze wymiernym, jak i niewymierne skutki organizacyjno-ekonomiczne przedsięwzięcia.

Z żałobnej karty ...

▼ W marcu br. zmarł *Edmund Jungowski*, autor licznych publikacji z dziedziny historii lotnictwa polskiego, członek Klubu Seniorów Lotnictwa. E. Jungowski był oficerem Wojsk Lotniczych, trzykrotnie odznaczony Krzyżem Walecznych oraz Krzyżem AK. Do ostatnich chwil swego życia był czynnym publicystą, m.in. w *Technice Lotniczej i Astronautycznej*.

▼ Jeszcze przed trzema laty dyrektor Centralnego Zespołu Lotnictwa Sanitarnego pilot *Tadeusz Więckowski* obchodził pół wieku swego życia — a w marcu br. uległ nieuleczalnej chorobie i pożegnany został przez rodzinę i przyjaciół na polskim cmentarzu św. Stanisława w Buffalo pod Nowym Jorkiem. T. Więckowski przez blisko 20 lat wszystkie swe siły poświęcał idei Lotnictwa Sanitarnego. W uznaniu zasług z okresu okupacji i po wyzwoleniu był odznaczony Krzyżem Virtuti Militari i Krzyżem Kawalerskim Orderu Odrodzenia Polski. Był wzorem lotnika i takim zostanie w naszej pamięci.

Na marginesie artykułu „Aerofłot” opublikowanego w nrze 11 z 1968 „Techniki Lotniczej i Astronautycznej”

Funkcje społeczno-gospodarcze transportu lotniczego szczególnie dają się odczuć właśnie w Związku Radzieckim. Wynika to z szeregu czynników, a przede wszystkim układu przestrzennego tego kraju. Rozległe obszary Syberii, Zakaukazia czy Kazachstanu pozbawione są stałej sieci komunikacyjnej i długo jeszcze potrzeby tych obszarów nie zostaną zaspokojone. Taki stan rzeczy dyktowany jest nie tylko trudnościami natury ekonomicznej lecz obiektywnymi czynnikami. Punkty charakter powstających ośrodków przemysłowych oddalonych niejednokrotnie od siebie o setki kilometrów powodują konieczność ich pełnej autonomii gospodarczo-organizacyjnej. Próba połączenia tych ośrodków za pośrednictwem klasycznych środków transportu byłaby w większości przypadków mniej efektywna, aniżeli połączenia lotnicze. Stąd tak olbrzymie podwzrosty transportu lotniczego w tym kraju.

Jak do tej pory TLiA mało miejsca poświęciła funkcji i roli transportu lotniczego w Związku Radzieckim. Artykuł dra Bogusława Kalestyńskiego częściowo lukę tę wypełnił. Złe jednak się stało, że w artykule tym znalazło się kilka zasadniczych nieścisłości. Otóż autor twierdzi, „że w 1970 r. liczba pasażerów ma wzrosnąć do 75 mln. Tym samym radzieckie lotnictwo komunikacyjne wysunie się na pierwsze miejsce w świecie i będzie wykonywać około jednej trzeciej wszystkich światowych przewozów lotniczych (obecnie 17%). Otóż gwoli ścisłości w roku 1967 przedsiębiorstwa lotnicze ICAO przewiozły łącznie 236 mln pasażerów. W tej chwili nie mamy danych za 1968 r. Przyjmując jednak roczne tempo wzrostu 16% przewozy ubiegłego roku powinny wynosić około 275 mln pasażerów.

Jeśli takie tempo przewozów zostanie zachowane, a raczej należy przypuszczać, że nawet zostanie przekroczone z uwagi na wprowadzenie do eksploatacji autobusów powietrznych, to w 1970 r. wielkość przewozów powinna wynieść około 410 mln pasażerów. W układzie procentowym przewozy „Aeroflotu” wynosić będą nie 33% a tylko 15%, ewentualnie zachowany zostanie istniejący poziom — 17%.

Ponieważ jednak podstawowym kryterium oceny działalności przedsiębiorstw lotniczych jest wielkość wykonanej pracy mierzonej w pasażerokilometrach, sprawdzmy więc, jak kształtować się będą wzajemne relacje „Aeroflot”-ICAO. Otóż w 1965 r. Aerofłot wykonał 37 mld pasażerokilometrów, przedsiębiorstwa ICAO — 198 mld, co w tej sytuacji wynosi 16%. Rzecz jednak w tym, że przewozy w poszczególnych obszarach geograficznych rozwijają się w miarę potrzeb, w tej sytuacji nie chodzi przecież o rekordy.

Dalej autor wspomnianego artykułu pisze, „że zasadniczy jednak skok powinien nastąpić w dziesięciolecie 1970—1980. Liczba pasażerów przewiezionych w tym ostatnim roku powinna osiągnąć 200 mln. Oznacza to, że biorąc pod uwagę średnie światowe tempo wzrostu przewozów, ZSRR będzie przewoził 50% wszystkich pasażerów korzystających z komunikacji lotniczej”.

Według opracowanych prognoz zarówno przez ICAO, poszczególne przedsiębiorstwa, czy nawet niektóre wytwórnie, ilość pasażerów powinna osiągnąć rząd wielkości 800—1000 mln pasażerów. Autor artykułu przyjął założenie o dynamicznym rozwoju przewozów pasażerskich w ZSRR i statycznym w układzie ICAO, ale i tu nawet rachunek się nie zgadza.

Bądźmy jednak sprawiedliwi wobec postępu, jaki ma miejsce na świecie w zakresie rozwoju techniki lotniczej i praw rządzących przewozami lotniczymi.

Jest rzeczą niewątpliwą, że „Aerofłot” należy potraktować jako największe przedsiębiorstwo lotnicze świata. Jakkolwiek Stany Zjednoczone legitymują się największym poziomem przewozów lotniczych na świecie, to składa się na to działalność 27 przedsiębiorstw. Ponadto funkcja usługowa „Aeroflotu” jest zgoła odmienna i obejmuje przede wszystkim działalność w relacji wewnętrznej.

Analizując dalszą treść artykułu czytamy: „Jeszcze w bieżącej pięcioletce przewiduje się wprowadzenie na linię „Aeroflotu” samolotów naddźwiękowych o prędkości 2500—3500 km/godz. Przed rokiem 1980 na linii lotniczej powinny wejść samoloty hipernaddźwiękowe o prędkości powyżej 5000 km/godz.”. Chyba sami konstruktorzy, jakkolwiek wiadomo, że pracują nad podobnymi konstrukcjami, to jednak byłoby bardziej powściągliwi w wydaniu takiej opinii. Wiadomo nam wszystkim, że dokonano pierwszych i bardzo pomyślnych prób z samolotem Tu-144, który osiąga prędkość około 2300 km/godz. Powszechnie wprowadzenie go do eksploatacji wymagać będzie jednak czasu. Nie ma mowy natomiast o samolocie, który mógłby rozwinąć prędkość 3500 km/godz. Może dalsza konstrukcja Tupolewa, a jeśli tak, to na pewno nie w tej pięcioletce. Z uwagą śledzimy osiągnięcia Związku Radzieckiego. Jest to nasz główny partner w każdej dziedzinie, a w lotnictwie w szczególności. Zatrzymajmy się na razie na efektach uzyskanych z samolotem Tu-144. Po czekajmy na jego wprowadzenie do eksploatacji. Proces ten również nie jest łatwy i wymaga gruntownych studiów techniczno-ekonomicznych. Zagadnieniem wyższym zajmuje się szczegółowo Sekcja 5 Komisji Transportu RWPg. Wprowadzenie do eksploatacji samolotu naddźwiękowego wymaga rozbudowy nowoczesnej infrastruktury na wszystkich lotniskach, które będą przez podobny samolot obsługiwane.

Niezrozumiałą jest również analiza kosztów dokonana przez autora. Oto co pisze autor: „koszt przewozu 10 tonokilometrów wynosił w 1958 r. — 3,06 rb., w 1959 r. — 2,86 rb., w 1960 r. — 2,67 rb. W następnym roku, a więc w 1961 r. występuje dalsza obniżka do 2,47 rb. a w 1962 r. — 2,32 rb. W roku 1963 masowego wprowadzenia samolotów odrzutowych, wskutek większych odpisów amortyzacyjnych koszty wzrosną do 2,36 rb. za przewóz 10 tkm. W następnym jednak roku 1964 spadają znacznie do 2,02 rb. Wynosi to wg kursu przeliczeniowego 1 dolar amerykański równy 3 rb. (bankowy 1 dolar = 90 kop.) około 70 centów za tonokm przy prawie 2 dol. za tonokm w przedsiębiorstwach amerykańskich”. Rozszyfrowanie powyższej kalkulacji jest dla czytelnika bardzo trudne i mało przejrzyste. Prowadzenie podwójnego rachunku wg tzw. kursu przeliczeniowego i bankowego nigdy nie stwarza realnego obrazu porównawczego. Gdyby autor dokonał porównania w relacji międzynarodowej, gdzie obok siebie występują przewoźnicy Aerofłot i np. przedsiębiorstwa amerykańskie, wtedy porównanie takie byłoby możliwe. Sądzę, że do tego zagadnienia powrócimy w specjalnie opracowanym artykule.

Po oddaniu naszego wyjaśnienia do druku otrzymaliśmy od Czytelnika, Pana Konrada Korzeniowskiego, obszerny list, w którym zwraca nam również uwagę na wskazane nieścisłości. Serdecznie przepraszamy Pana Korzeniowskiego i innych naszych Czytelników za nieścisłości.

dr B. Dostatni

Samolot służbowy Cessna „Fanjet”

Na wystawie samolotów służbowych w Houston (Teksas) w październiku 1968 r. firma Cessna pokazała makietę odrzutowego samolotu służbowego „Fanjet” 500 napędzanego dwoma dwuprzepływowymi silnikami UACL JT15D-1 o ciągu startowym 1000 kG.



Przed przystąpieniem do projektowania samolotu firma przeprowadziła analizę potrzeb rynkowych. Analiza ta wykazała zapotrzebowanie na lekki samolot, który mógłby dowozić pasażerów i towary na małe lotniska, położone w pobliżu miast lub zakładów przemysłowych. Samolot taki uzupełniłby park samolotowy dużych linii lotniczych. Stwierdzono również, że małe i średnie przedsiębiorstwa okazują zainteresowanie odrzutowym samolotem służbowym, którego cena i koszty eksploatacyjne kształtowałyby się na poziomie ceny i kosztów eksploatacyjnych współczesnych samolotów z turbiniowymi silnikami śmigłowymi.

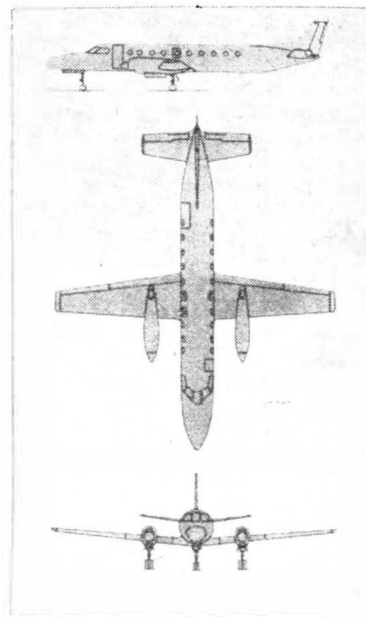
Wymagania te ma spełnić samolot „Fanjet” 500. Poza dwoma członkami załogi zabiera on sześciu pasażerów z bagażem. Dzięki małemu obciążeniu powierzchni nośnej oraz małemu obciążeniu ciągu do startu wystarcza pas lotniskowy o długości 1070 m (na poziomie morza), prędkość podchodzenia wynosi 193 km/h, a prędkość przeciągnięcia 146 km/h.

Kabina pasażerska samolotu jest klimatyzowana; pomieszczenie bagażowe w nosowej części kadłuba ma objętość 0,62 m³, główne pomieszczenie bagażowe — 1,73 m³. Ostatnie jest łatwo dostępne po odchyleniu oparcia 3-miejscowej kanapy umieszczonej w tyle kabiny.

Przeznaczone do napędu samolotu silniki JT15D-1 mają, jak wiadomo, duży stosunek wydatków (3,2 : 1), dzięki czemu jednostkowe zużycie paliwa w warunkach startowych wynosi tylko 0,504 kG/kGh.

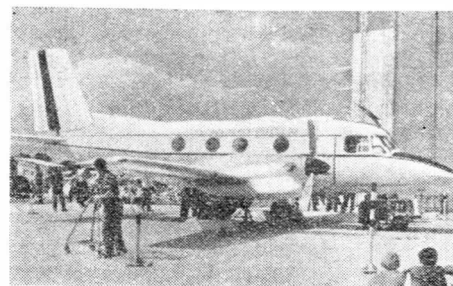
Próby w locie samolotu mają się rozpocząć w końcu 1969 r., produkcja seryjna — w 1971 r. Cena samolotu seryjnego z normalnym wyposażeniem i urządzeniem kabiny będzie wynosić 590 000 dol.

Pozostałe dane samolotu: rozpiętość 13,41 m; długość 13,11 m; wysokość 3,96 m; ciężar własny 2400 kG; ciężar użyteczny 1910 kG; ciężar całkowity 4310 kG, obciążenie powierzchni nośnej 178,4 kG/m²; obciążenie ciągu 2,16 kG/kG; prędkość maksymalna 665 km/h; prędkość przelotowa 647 km/h; prędkość wznoszenia 17,3 m/s na dwóch silnikach i 4,7 m/s na jednym silniku; pułap praktyczny 11 900 m na dwóch silnikach i 7700 m na jednym silniku; długość startu na wysokości 10,7 m w warunkach normalnych 1021 m; długość lądowania z wysokości 15,2 m 588 m.



Samolot na linie lokalne Swearingen „Metro”

W ostatnim kwartale 1969 r. mają być wyprodukowane pierwsze samoloty na linie lokalne (inaczej zwane samolotami dostawczymi) Swearingen „Metro”. Samolot „Metro” jest napędzany dwoma turbiniowymi silnikami śmigłowymi Garrett/AiResearch TPE 331-303 o mocy ekwiwalentnej 895 KM i może przewozić do 20 pasażerów. Rozpiętość samolotu wynosi 14,10 m, długość 17,68 m, powierzchnia skrzydła 25,8 m², ciężar startowy 5670 kG. Ma być również budowana wersja służbowa samolotu.



Brazylijski samolot wielozadaniowy

15 grudnia 1968 r. opuścił halę montażową, a w 7 dni później wystartował do pierwszego lotu brazylijski samolot wielozadaniowy IPD6504 „Bandeirante”. Jest on napędzany dwoma turbiniowymi silnikami śmigłowymi UACL PT6A-20 o mocy ok. 550 KM i zabiera 9 pasażerów.

Nowy samolot służbowy firmy Beech



Firma Beech zbudowała nową wersję służbowego samolotu „Queen Air” — samolot „Queen Air” 70 napędzany dwoma silnikami tłokowymi z turbosprężarką Lycoming IGSO-480-A1E6 o mocy 340 KM. Samolot zabiera na pokład 6—11 osób, jego ciężar własny wynosi 2265 kG, ciężar startowy 3720 kG, rozwija prędkość maksymalną 385 km/h i prędkość przelotową, na wysokości 4600 m i na 70% mocy nominalnej, 344 km/h.

Wersja na długie trasy samolotu L-1011

Obok wersji na średnie trasy autobusu powietrznego Lockheed L-1011 opracowano również jego wersję na długie trasy. Kabina pasażerska i pomieszczenia bagażowo-towarowe pozostały nie zmienione, zwiększono jedynie pojemność zbiorników paliwowych z 70 700 kG do 93 400 kG (zainstalowano dodatkowy zbiornik w środkowej części kadłuba). Samolot ma być napędzany silnikami Rolls-Royce RB.211 o zwiększonym ciągu (prawdopodobnie do ok. 18 000 kG). Poniżej przytoczono dane nowej wersji samolotu L-1011, przy czym wartości w nawiasach odnoszą się do wersji podstawowej — na średnie trasy: ciężar startowy 217 000—222 000 kG (185 000 kG), maks. ciężar do lądowania 166 000 kG (157 800 kG), ciężar własny 108 700 kG (102 200 kG); maks. ciężar handlowy 39 700 kG (39 450 kG); zasięg z pełnym ładunkiem 8000 km (4800 km), wymagana długość pasa do startu 3130 m (2700 m); wymagana długość pasa do lądowania 1980 m (1850 m).

Długodystansowe samoloty L-1011 mają obsługiwać m.in. następujące trasy: Tokio—Honolulu, Toronto—Paryż, Zurich—Nowy Jork, Minneapolis—Honolulu, Paryż—Nowy Jork, Rzym—Montreal, Londyn—Chicago, Dakar—Rio de Janeiro, Sydney—Manila, Sydney—Singapur, Ateny—Bombaj.

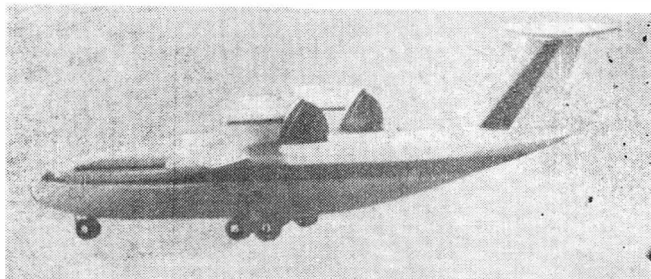
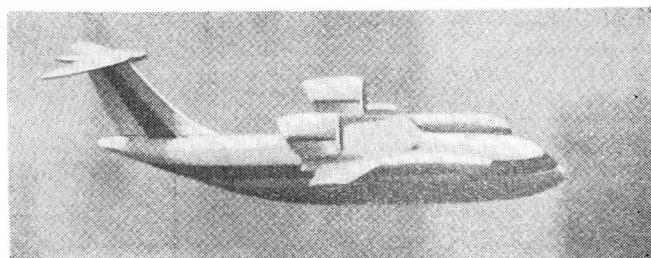
Prace badawcze w dziedzinie samolotów VTOL z wentylatorami nośnymi

Amerykańskie prace badawcze w zakresie samolotów VTOL z wentylatorami nośnymi koncentrują się w Ames Research Center. Obejmują one badania samolotu doświadczalnego Ryan XV-5B oraz badania tunelowe modeli różnych typów samolotów z wentylatorami nośnymi.

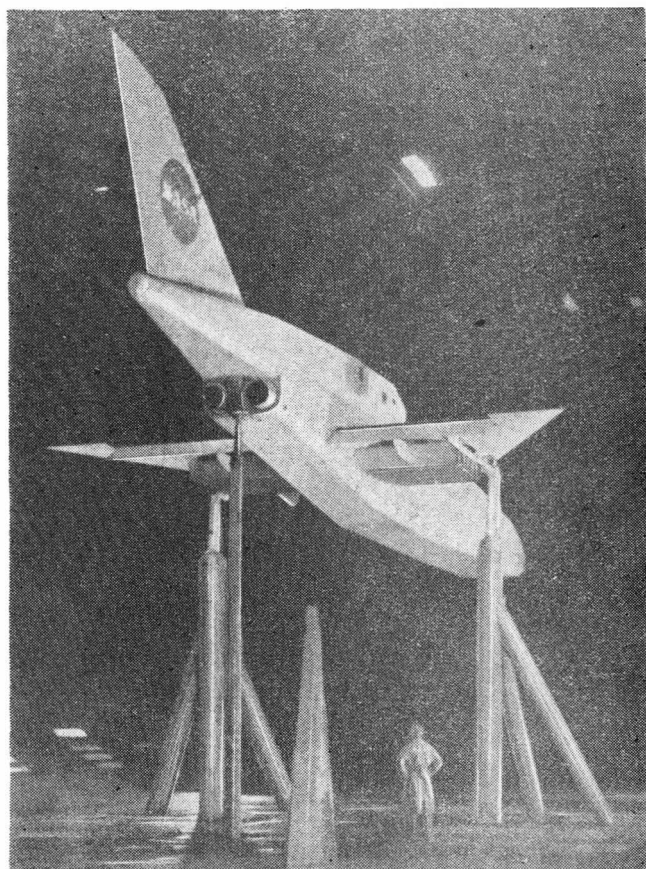
Przeważają modele samolotów transportowych. Przebadano m.in. model samolotu transportowego z 6 wen-

tylatorami w skrzydle oraz model samolotu z 4 wentylatorami w dwóch płaskich gondolach podwieszonych pod skrzydłem. Nowszą konstrukcją samolotu transportowego z wentylatorami nośnymi — którego model będzie badany w Ames — stanowi projekt firmy North American Rockwell (fot. 1). Samolot ten jest wyposażony w dwa wentylatory nośne zabudowane w gondolach przykładłubowych przed krawędzią natarcia skrzydła i w dwa zabudowane na skrzydle wentylatory napędowe z deflektorami strumienia zwiększającymi siłę nośną w czasie startu i lądowania. Model samolotu będzie służył do kontynuowania badań mających na celu określenie najkorzystniejszej zabudowy wentylatorów nośnych samolotów transportowych.

1



2



Warto przy okazji zauważyć, że samoloty transportowe z wentylatorami nośnymi będą ustępować śmigłowcom i samolotom śmigłowym VTOL, pod względem bezpośrednich kosztów jednostkowych, będą natomiast górować nad nimi większą prędkością lotu i mniejszą wrażliwością na podmuchy. Nad samolotami z silnikami nośnymi będą mieć przewagę wynikającą z mniejszego obciążenia strumieni nośnych, a tym samym mniejszego oddziaływania tych strumieni na podłoże.

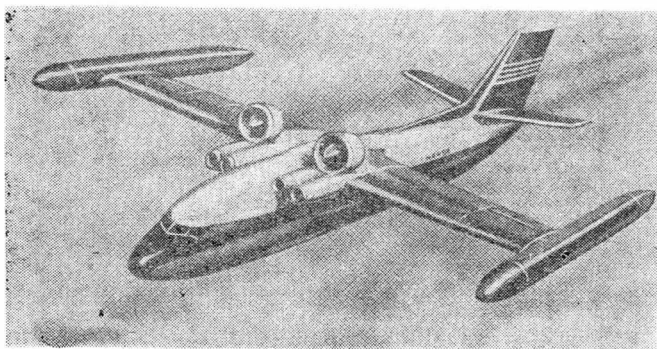
W ubiegłym roku firma General Electric dostarczyła ośrodkowi w Ames dwa nowe wentylatory o sprzężu 1,3:1. Oczekuje się, że okażą się one korzystniejsze od stosowanych dotychczas wentylatorów o sprzężu 1,1:1. Nowe wentylatory, podobnie jak poprzednie, są napędzane przez silniki General Electric J85 i mają tę samą średnicę — 0,9 m. Nowe wentylatory mają być badane na istniejących modelach samolotów transportowych w celu stwierdzenia wpływu nierównomiernego rozkładu prędkości na wlocie do wentylatora na pracę (m.in. na zapas statecznej pracy) wentylatorów o większym sprzężu. Program dalszych badań obejmuje usiłowania zmniejszenia hałaśliwości wentylatorów i modyfikacje konstrukcji zmierzające do umożliwienia zabudowy wentylatorów w cienkich skrzydłach. Studia prowadzone wspólnie z firmą General Electric wykazują, że zastosowanie kierownicy wlotowej zamiast kierownicy wylotowej zapewni bardziej zwartą budowę wentylatora i udoskonali sterowanie jego ciągu (za pomocą przestawialnych łopatek wlotowych).

W tunelu w Ames przeprowadza się również badania modelu samolotu myśliwskiego (fot. 2) z cienkim skrzydłem delta, w którym są zabudowane dwa wentylatory nośne o średnicy 1,5 m. Procentowa grubość skrzydła tego samolotu wynosi 5%, jest więc taka sama jak grubość skrzydeł samolotów F-104 i F-106 o prędkości $Ma = 2$.

Należy przypomnieć, że tunel aerodynamiczny w Ames ma przestrzeń pomiarową o wymiarach 12×24 m, jest więc największym tunelem na świecie.

Projekt samolotu pasażerskiego VTOL firmy Sikorsky

Specjaliści z firmy Sikorsky Aircraft przewidują, że w latach siedemdziesiątych będzie istnieć zapotrzebowanie na ok. 1300 samolotów pasażerskich VTOL, w tym na 500 samolotów o małym zasięgu do lotów w obrębie miast i 800 o większym zasięgu do lotów między miastami. Tłumaczy to duże zainteresowanie szeregów firm lotniczych w rozwoju tego typu samolotów. Również firma Sikorsky opracowała projekt 90-miejscowego samolotu pasażerskiego VTOL o prędkości 800 km/h. Samolot jest zaopatrzony w cztery wytwornice gazu napędzające w warunkach przelotu dwa zabudowane na skrzydle wentylatory, a w czasie pionowego startu i lądowania — dwa wirniki nośne, które w locie poziomym są składane i chowane w gondolach na końcach skrzydła (układ ten przypomina układ samolotów VTOL zaprojektowanych niedawno przez firmę Messerschmitt).



Wirnik nośny o zmiennej średnicy

Firma Bell przeprowadza badania stoiskowe trójłopatowego wirnika śmigłowcowego o zmiennej średnicy. Największa średnica wirnika wynosi 7,6 m, najmniejsza 4,5 m. Zmianę średnicy osiągnięto za pomocą teleskopowej budowy łopat — łopaty są podzielone na odcinki zewnętrzne i wewnętrzne, przy czym odcinki zewnętrzne są wsuwane do środka odcinków wewnętrznych. Wsuwanie i wysuwanie łopat jest automatycznie sterowane momentem napędowym — za pomocą specjalnego mechanizmu wiążącego zewnętrzne odcinki łopat z wałem napędowym — i siłami odśrodkowymi. Łopaty zewnętrzne są wciągane w szybkim locie poziomym, gdy siły od momentu napędowego przekroczą siły odśrodkowe. Łopaty są całkowicie wysunięte w locie poziomym z małą prędkością i w zawisie. Średnica wirnika zmniejsza się w szybkim locie poziomym do 60% średnicy maksymalnej, co odpowiada zmniejszeniu o 40% powierzchni łopat i prędkości obwodowej końców łopat.

Opisany wirnik ma umożliwić budowę śmigłowców o prędkościach do 800 km/h.

Budowa satelity „Intelsat” 4

Amerykańskie przedsiębiorstwo łączności satelitarnej Comsat Corp. zleciło międzynarodowemu stowarzyszeniu pozostającemu pod kierownictwem Hughes Aircraft Co. zaprojektowanie i budowę nowego satelity łącznościowego „Intelsat” 4. Zamówienie, którego wartość wynosi 72 miliony dolarów, przewiduje budowę czterech satelitów „Intelsat” 4 dla International Telecommunications Satellite Consortium (Intelsat). Udział w budowie tych największych cywilnych satelitów łącznościowych weźmie — obok firmy Hughes — 12 firm z 10 krajów z wkładem 19 milionów dolarów.

Satelita „Intelsat” 4, którego wysokość wynosi 5,5 m, średnica 2,5 m, a ciężar przekracza 1000 kG, będzie miał 25-krotną większą pojemność przesyłową od pojemności dotychczas stosowanych satelitów łącznościowych. Dzięki 12 kanałom i takiej samej rezerwie będzie można prowadzić równocześnie 6000 rozmów telefonicznych lub 12 transmisji telewizji kolorowej. Satelita będzie wyposażony w dwie anteny reflektorowe, które w zależności od potrzeb będzie można kierować na różne punkty na Ziemi, przy czym efektywna moc pojedynczej wiązki fal będzie wynosić 3000 W. Dzięki temu z transmisji satelity będzie korzystał znacznie więcej stacji naziemnych niż to jest możliwe obecnie, a tym samym zmniejszy się koszt łączności satelitarnej.

Kompletne wyposażenie łącznościowe jednego z satelitów i 100 tys. przetworników słonecznych dwóch innych satelitów dostarczy firma AEG-Telefunken z NRF, która stanie się w ten sposób pierwszą europejską firmą elektroniczną zajmującą się wyposażeniem satelitów łącznościowych.

Pierwsze dwa satelity „Intelsat” 4 zostaną zbudowane przez Hughes Aircraft, dwa pozostałe przez British Aircraft Corp. Pierwszy satelita zostanie umieszczony — za pomocą rakiety „Titan”-3B ze stopniem „Agena” — na orbicie synchronicznej w 1971 r.

Nowe satelity ATS

Firmy Fairchild Hiller Corp. i General Electric otrzymały od NASA zamówienie na zaprojektowanie dwóch nowych satelitów ATS (Applications Technology Satellite, tj. satelita techniczny). W obu satelitach zabuduje się najnowocześniejsze doświadczalne urządzenia łącznościowe, nawigacyjne i meteorologiczne. Satelity mają być wystrzelone na orbity stacjonarne w 1972 r.

i 1973 r. Program ATS ma na celu rozwój i wypróbowanie nowego wyposażenia satelitów o różnym przeznaczeniu i przewiduje umieszczenie na orbitach ogółem 7 satelitów (4 z nich zostały już wystrzelone).

Nowe pokrycie przeciwsłoneczne pojazdów kosmicznych

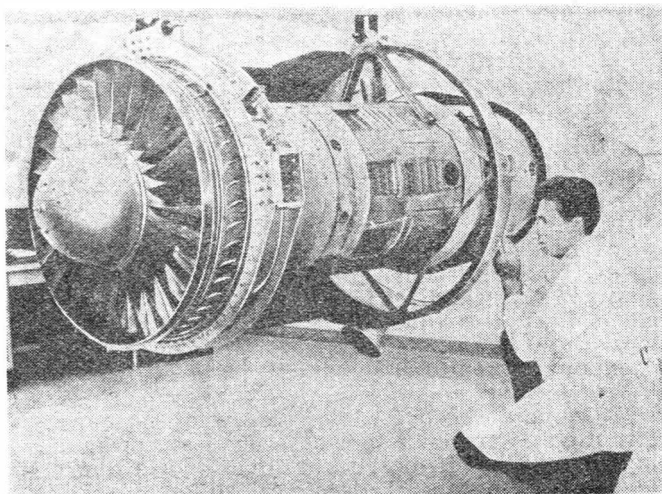
Stosowane dotychczas do ochrony pojazdów kosmicznych przed nagrzewaniem przez promieniowanie słoneczne białe, refrakcyjne pokrycia na bazie tlenku cynku ciemnieją po pewnym czasie przebywania w przestrzeni kosmicznej wskutek zachodzących w nich procesów fotochemicznych. Naukowcy z firmy Lockheed Missile and Space Co. opracowali ostatnio nowy rodzaj pokrycia ochronnego będącego związkami tlenku cynku i miedzi; miedź zapobiega chemicznemu procesowi wymiany, a tym samym ciemnieniu pokrycia.

Baterie sond międzyplanetarnych

W Jet Propulsion Laboratory (NASA) przeprowadzono w najcięższych warunkach próby baterii elektrycznej składającej się z 12 ogniw Ag-Zn i przeznaczającej do zasilania pojazdów kosmicznych mających lądować na innych planetach. Bateria ta była sterylizowana w ciągu 24 godz. w temperaturze $+125^{\circ}\text{C}$ (sterylizacja ma na celu zapobieżenie przeniesieniu bakterii na planetę, na której wyląduje sonda). Następnie została umieszczona w doświadczalnym pojeździe marsjańskim, który został zrzucony ze śmigłowca w celu odtworzenia warunków twardego lądowania na planecie. W czasie tej próby bateria była poddana przyspieszeniu ok. 2500 g , co jednak nie przeszkodziło jej w rozpoczęciu pracy natychmiast po lądowaniu.

Trójwałowy silnik firmy Garrett

Od maja 1968 r. w należącej do firmy Garrett oddziale AiResearch przeprowadza się próby nowego silnika dwuprzepływowego o układzie trójwałowym — ATF 3 o ciągu 1800 kG , który na początku lat siedemdziesiątych ma się stać podstawowym napędem samolotów służbowych o dużym zasięgu.



Silnik ATF3 ma nietypowy układ konstrukcyjny. Powietrze po przejściu przez jednostopniowy zabudowany z przodu wentylator rozdziela się na powietrze wtórne i pierwotne w stosunku wydatków $3 : 1$. Powietrze pierwotne jest doprowadzane do 5-stopniowej sprężarki niskiego ciśnienia, a następnie 8 kanałami przepływa do tylnej części silnika, gdzie po zmianie kierunku o 180° dostaje się do odśrodkowej sprężarki wysokiego ciśnienia. Za sprężarką odśrodkową znajduje się zwrotna komora spalania, a za nią jednostopniowa turbina wysokiego ciśnienia napędzająca sprężarkę wysokiego ciśnienia i skrzynkę osprzętu, dwustopniowa turbina średniego ciśnienia napędzająca wentylator i dwustopniowa turbina niskiego ciśnienia napędzająca sprężarkę niskiego ciśnienia. Za ostatnią turbiną gazy są rozdzielane na 8 strumieni i mieszane — po zmianie kierunku o 180° — z powietrzem wtórnym (na schemacie oznaczają: A — zespół wentylatora, B — zespół wirujący niskiego ciśnienia, C — zespół wirujący wysokiego ciśnienia, D — komora spalania).



Osprzęt silnika znajduje się w tylnym stożku i jest napędzany przez wał zespołu wysokiego ciśnienia. Chłodzenie osprzętu odbywa się powietrzem upuszczanym z wentylatora, które następnie uchodzi otworem na końcu stożka wytwarzając pewien ciąg.

Układ sterowania silnika jest typu elektromechanicznego z przelicznikiem o konstrukcji „solid-state”. Przewidziano poza tym awaryjny, ręczny układ sterowania, polegający na bezpośrednim, mechanicznym połączeniu dźwigni pilota z przepustnicą i zaworem odcinającym.

Silnik ma integralną gondolę (tzn. że gondola stanowi równocześnie osłonę kanału zewnętrznego) z odwracaczem ciągu typu dwuklapowego, który skierowuje do przodu $90\text{--}95\%$ wydatku gazów. Długość gondoli wynosi ok. $1,8\text{ m}$, średnica ok. $0,93\text{ m}$. Ciężar silnika łącznie z gondolą waha się od 440 do 630 kG w zależności od wyposażenia gondoli (np. bez lub z odwracaczem ciągu).

Jak już wspomniano, stosunek wydatków silnika wynosi $3 : 1$, można go więc zaliczyć do umiarkowanych, natomiast spręż $25 : 1$ jest wyjątkowo wysoki (tak wysokie sprężę mają dotychczas tylko największe silniki). Jednostkowe zużycie paliwa w warunkach startowych nie przekracza $0,40\text{ kG/kGh}$, a ciężar silnika gotowego do zabudowy $360\text{--}385\text{ kG}$.

W zespole wysokiego ciśnienia zastosowano sprężarkę odśrodkową, ponieważ w przypadku małego przekroju kanału przepływowego sprężarka taka może mieć większą sprawność niż sprężarka osiowa o b. małych łopatkach. Sprężarkę wysokiego ciśnienia umieszczono w tylnej części silnika, aby uniknąć trudności konstrukcyjnych związanych z trzema współosiowymi wałami. Poza tym wynikająca z takiego układu kolejność przepływu czynnika przez turbiny zapewnia korzystniejszą współpracę turbin — a tym samym mniejsze zużycie paliwa — przy częściowych obciążeniach silnika. Wadą takiego rozwiązania są duże straty ciśnienia spowodowane dwukrotną zmianą kierunku przepływu czynnika o 180° . Jednak wstępne próby silnika przy 70% ciągu obliczeniowego wykazały, że straty te nie przekraczają lub są nawet mniejsze od przewidywanych. Okazało się również, że sprawności sprężarek są większe od założonych, w związku z czym rozważa się możliwości zwiększenia sprężu do $30 : 1$.

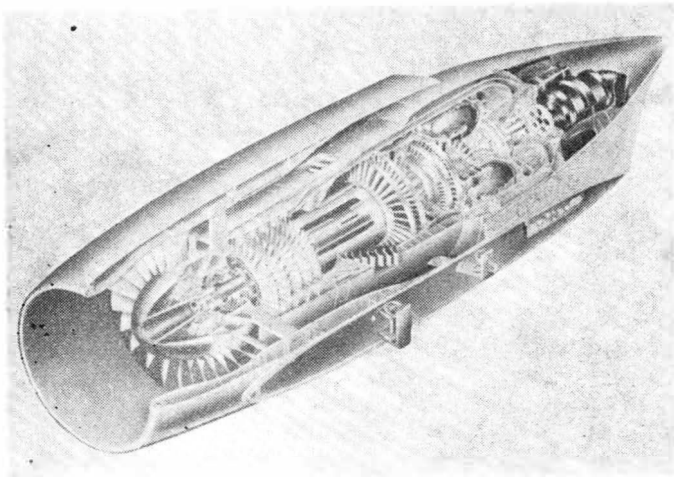
Obok wersji podstawowej o ciągu 1800 kG buduje się również wersję ATF3A, której ciąg będzie zwiększony do 2300 kG przez podwyższenie temperatury przed tur-

biną i poprawę warunków współpracy sprężarek. Przepuszcza się, że przy niewielkim wzroście ciężaru silnika możliwe będzie zwiększenie ciągu do 4000 kG. Zamierza się to uzyskać przez dalsze podwyższenie temperatury przed turbiną i zwiększenie średnicy wentylatora, tj. zwiększenie stosunku wydatków.

W ramach oddzielnego programu opracowuje się nowe metody chłodzenia łopatek wirnikowych turbiny wysokiego ciśnienia, które umożliwią pracę turbiny przy temperaturze 1300–1400 °C.

Program badań silnika ATF3 ma być przeprowadzony na 6 prototypach, przy czym świadectwo zgodności ma być wydane w połowie 1970 r. Próby w locie będą realizowane na którymkolwiek z samolotów, na których będzie zastosowany silnik ATF3. Po dwóch latach od wprowadzenia silnika do eksploatacji jego okres międzynaoprawy ma osiągnąć 2000 godz.

Jako pierwszy wyposażony zostanie w silniki ATF3 samolot służbowy North American Rockwell „Sabreli-



ner” 60, napędzany obecnie silnikami Pratt and Whitney JT12A-8 o ciągu 1500 kG, a następnie samoloty Lockheed „Jet Star” i Dassault „Falcon”. Poza skróceniem startu nowe silniki zwiększą zasięg samolotów i umożliwią przeloty na silnie zdławionym ciągu. Uważa się poza tym, że silnik ATF3 będzie się nadawał do napędu samolotów pasażerskich STOL i jako trzeci silnik takich samolotów jak Douglas DC-9.

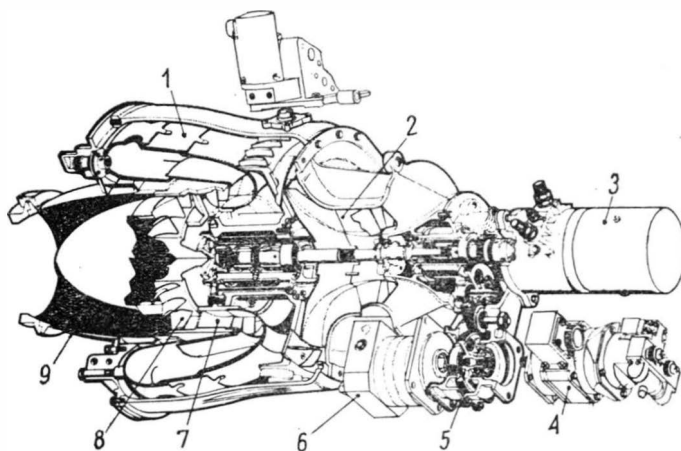
Należy dodać, że konkurencyjne dla silnika ATF3 mogą się okazać projekty kanadyjskiej firmy UACL oparte na silniku JT15D, a także dwuprzepływowa odmiana silnika General Electric T64. Prawdopodobnie również firma Rolls-Royce opracowuje projekty podobnych silników.

Firma Research zamierza poza tym rozwijać wałową odmianę silnika ATF3 o mocy rzędu 4000 KM z przeznaczeniem do napędu ciężkiego śmigłowca-dźwigu HLH i taktycznego samolotu transportowego.

Mały silnik odrzutowy Microturbo „Eclair”

Francuska firma Microturbo buduje od pewnego czasu małe silniki turbinowe stosowane jako rozruszniki lub pomocnicze agregaty pokładowe oraz do napędu naziemnych urządzeń klimatyzacyjnych i generatorów. Ostatnio firma ta opracowała mały silnik odrzutowy, próbowany obecnie na motoszybowcu Fauvel AV45. Silnik wytwarza ciąg 80 kG przy prędkości obrotowej 47 500 obr/min, jednostkowym zużyciu paliwa ok. 1,1 kG/kGh i temperaturze na wylocie 620 °C. Ciężar silnika gotowego do zabudowy wynosi 35 kG.

Silnik pokazano na załączonym rysunku, na którym oznaczają: 1 — zwrotna komora spalania z 8 wtryskiwaczami, 2 — osiowa sprężarka, 3 — rozrusznik,



4 — regulator prędkości obrotowej, 5 — przekładnia osprzętu, 6 — pompa paliwowa i pompa olejowa, 7 — kierownica turbiny, 8 — wirnik turbiny, 9 — dysza wylotowa.

Wyposażenie śmigłowca do nocnych walk

Firma Hughes Aircraft Co. przystosowuje 10 śmigłowców bojowych Bell UH-1 do walk nocnych — w ramach programu Iroquois Night Fighter and Night Tracker (Infant) kierowanego przez Army Electronics Command. W najbliższej przyszłości dalszych 20 śmigłowców będzie wyposażonych w urządzenia umożliwiające prowadzenie walk w nocy.

W skład nowego wyposażenia śmigłowców UH-1, których pełne oznaczenie będzie brzmieć UH-1C, wchodzi skonstruowane ostatnio reflektory przeszukujące, kamera telewizyjna o dużej czułości oraz przetworniki (wzmacniacze) obrazów.

Ksenonowe reflektory-szperacze, budowane przez firmę Varo, są montowane bezpośrednio na wieżyczkach działek Emerson Electric XM-21, dzięki czemu będą oświetlać miejsca, na które jest kierowany ogień. Reflektory są wyposażone w podczerwone filtry, dzięki czemu mogą być niewidoczne dla nieprzyjaciela. Poza tym szperacze, których średnica nie przekracza 150 mm, stymulują działanie przetworników obrazów.

Kamera telewizyjna przystosowana do pracy przy słabym oświetleniu została opracowana przez firmę Hughes. Zastosowano w niej przetwornik vidicon firmy Westinghouse z katodą o wtórnej emisji. Przetwornik ten jest b. czuły i umożliwia używanie kamery przy oświetleniu odpowiadającym prawie bezksiężycowej nocy. Optyka kamery została wykonana przez wytwórnictwo Pacific Optical należącą do Chicago Aerial Industries. Kamera jest zainstalowana na opracowanej przez firmę Hughes stabilizowanej platformie, dzięki czemu będzie ułatwiać pilotowi lądowanie i ostrzegać go przed przeszkodami terenowymi w czasie lotów przy ziemi. Będzie również pozwalać na wyszukiwanie celów i atakowanie ich. Zarówno pilot jak i strzelec dysponują monitorem telewizyjnym firmy Conrac Corp.

Urządzenie do bezpośredniej obserwacji nocnej z wielokrotnym wzmacniaczem obrazów i soczewkami wykonanymi przez firmę Perkin Elmer będzie służyć jako podstawowe nocne urządzenie celownicze.

Bezwładnościowe urządzenia nawigacyjne do śmigłowców

Armia amerykańska przeprowadza w Ft. Rucker próby ze śmigłowcami Bell UH-1 i Vertol CH-47 wyposażonymi w bezwładnościowy układ nawigacyjny firmy Litton. Próby wykazują, że wysoki poziom drgań, wła-

ściwy dla śmigłowców, w niewielkim stopniu wpływa na działanie urządzenia bezwładnościowego. W ciągu 18 lotów o średnim czasie trwania każdego lotu 90 min. przeciętny błąd kołowy wskazań nie przekraczał 1,1 km. Przypuszcza się, że bezwładnościowe urządzenia nawigacyjne zostaną zastosowane przynajmniej na śmigłowcach o specjalnym przeznaczeniu. Urządzenia takie wypełnią niebezpieczną lukę w wyposażeniu śmigłowców dostarczając danych niezależnych od prędkości lotu i uniezależniając śmigłowca od nawigacyjnych urządzeń naziemnych.

Artyleryjskie wyposażenie obserwacyjne śmigłowca AH-56

Rozpoznawcza wersja bojowego śmigłowca z dodatkowym ciągiem Lockheed AH-56A ma być wyposażona w urządzenie wyznaczające i przekazujące do stanowisk artylerii współrzędne dowolnych punktów na-

ziemnych. Również dane meteorologiczne, wyznaczone przez czujniki należące do normalnego wyposażenia śmigłowca, mogą być przekazywane na ziemię.

W. K.

Nowe materiały narzędziowe do obróbki materiałów lotniczych

Materiały, z których budowane są statki kosmiczne, i niektóre materiały lotnicze wymagają specjalnego sposobu skrawania. Szczególnie uciążliwe okazują się stale o wysokiej wytrzymałości, stopy żaroodporne na osnowie niklu i stopy tytanu. Ogólną cechą charakterystyczną procesów obróbczych tych materiałów jest mała prędkość skrawania i mała trwałość narzędzi. Spowodowane one są nie tylko zwiększonymi oporami skrawania, większą odpornością tych materiałów na ścinanie w podwyższonych temperaturach, ale ponadto takimi zjawiskami jak zgniot i związane z tym lokalne silne utwardzenie, duża powinowatość z materiałami narzędzia wywołująca przywieranie itp. Te względy decydują o specjalnych wymaganiach stawianych materiałom narzędziowym do obróbki stopów lotniczych oraz o konieczności niezależnego opracowywania i badań takich materiałów. Na takich przesłankach opracowano materiały w II Research Institute w USA inicjowane przez zakłady lotnicze. Pierwsza grupa materiałów narzędziowych to wysoko wytrzymałe stopy na osnowie żelaza lub niklu, przygotowywane na drodze zgniatania na gorąco drobno sproszkowanych stopów. Materiały tej grupy przeznaczone są głównie do obróbki przerywanej ze zwiększonymi prędkościami.

Drużga grupa materiałów to topione lukowo stopy na osnowie hafnu i tantalu walcowane na gorąco, obrabiane mechanicznie na właściwe kształty ostrza, następnie azotowane w celu wytworzenia twardej ognioodpornej warstwy powierzchniowej. Ten stosunkowo kruchy materiał używany jest głównie do toczenia z bardzo dużymi prędkościami. W toku badań tych materiałów przyjęto zasadę, że podstawowymi wytycznymi do ich modyfikacji i ulepszeń są wyniki osią-

gane w próbach. Na tej podstawie korygowano skład, dobierano obróbkę cieplną oraz ustalano zależności między własnościami mechanicznymi, budową metalograficzną, zużyciem narzędzia i pęknięciami.

Przedstawicielami pierwszej grupy są stopy: A32 o składzie: 9% W, 6% Mo, 7% Cr, 8% V, 8% Co, 2,5% C i reszta Fe.

A120 o składzie: 35% Cr, 12% W, 5% Mo, 2,5% C i reszta Co.

Przedstawicielami drugiej grupy jest stop T-3 o składzie: 30% Ta, 5% W, 0,15% B i reszta Hf.

Próby prowadzone były płytkami wykonanymi z tych materiałów. Toczeniu poddano stal chromo-niklowo-molibdenową (typu 4340), ulepszoną do twardości 52 HRc.

Własności typu A32: twardość w temperaturze normalnej 69,4 HRc w temperaturze 760 °C — HRc < 40.

Dla stopu A120: HRc = 63 w temperaturze normalnej.

Dla stopu T-3 — HRc = 80.

Toczenie stopami A32 wykonywano przy posuwach 0,25 mm/obr, a stopami T-3 przy posuwach 0,125 mm/obr. Dla 30-minutowej trwałości narzędzia osiągnięto w podanych wyżej warunkach prędkości skrawania: dla stopu A-32 — 16 m/min, dla stopu T-3 — 200 m/min. Szerokie badania przeprowadzone nad tymi dwoma grupami materiałów narzędziowych potwierdziły ich zdecydowaną wyższość nad dotychczasowymi. W stosunku do stali szybkotnących zwiększono prędkości skrawania kilkunastokrotnie. Ponadto stwierdzono pełną ich przydatność do obróbki stopów tytanu i żaroodpornych stopów na osnowie niklu zarówno w procesach toczenia, jak i frezowania.

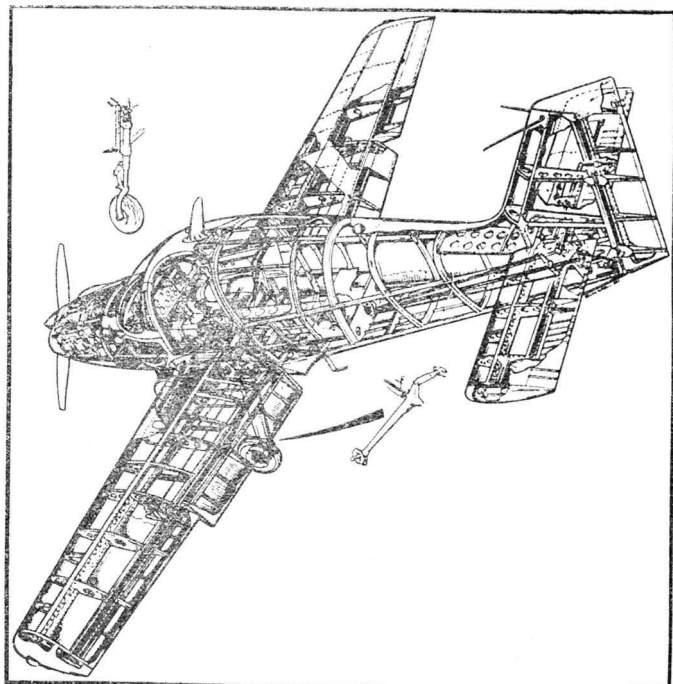
A. G.

Samolot szkolny Beagle „Pup”

Powstaje obecnie nowa generacja samolotów szkolnych będąca wynikiem zapotrzebowania cywilnych szkół lotniczych i aeroklubów na samolot, który mógłby zastąpić nowoczesne wprawdzie lecz dopuszczone tylko do normalnego lotu, używane w szkołach lotniczych szkolne samoloty amerykańskie oraz przestarzałe samoloty stosowane w aeroklubach. Duże zainteresowanie szkolnymi samolotami nowego typu wykazuje również lotnictwo wojskowe, zarówno amerykańskie jak i europejskie, które wbrew przewidywaniom w dalszym ciągu prowadzi szkolenie wstępne na samolotach tłokowych.

Nowe samoloty szkolne charakteryzuje układ miejsc obok siebie, moc silnika 100—150 KM, możliwość wykonywania akrobacji, wygoda, łatwa obsługa, małe koszty eksploatacyjne i niska cena.

Zgodnie z takimi założeniami został zbudowany przez angielską firmę Beagle Co. samolot B.121 „Pup” 100. Jest to konwencjonalny dolnopłatowiec o metalowej



konstrukcji. Blachy pokrycia są kształtowane na rozciągarkę, przy czym przed nitowaniem malowane są farbą przeciwkorozyjną. Współczynnik obciążeń konstrukcji zawarty jest w granicach od +4,4 do -1,76. Krawędź natarcia końców skrzydła jest z lekka wygię-

ta ku dołowi, w celu zabezpieczenia samolotu przed zwaleniem się na skrzydło w przypadku przeciągnięcia. Stery są uruchamiane za pośrednictwem linek. Kłapy skrzydła są przestawiane bezstopniowo za pomocą silnika elektrycznego. Umieszczona pod usterzeniem płetwa ustateczniająca ułatwia wyprowadzenie samolotu z korkociągu nawet przy niekorzystnym położeniu środka ciężkości. Obszerna, wentylowana i ogrzewana kabina samolotu jest zaopatrzona w drzwi po obu stronach kadłuba. Fotele mają nastawne oparcia. Do normalnego wyposażenia kabiny należą: prędkościomierz, wysokościomierz, busola magnetyczna oraz wskaźniki kontrolne silnika i instalacji pokładowych. Trójkołowe, stałe podwozie ma sterowane koło przednie i tarczowe hamulce. Golenie główne są zamocowane wahliwie, a amortyzatory znajdują się w kadłubie. Instalacja elektryczna 12 V jest zasilana prądnicą prądu zmiennego 60 A i akumulatorem 25 Ah. Samolot ma w skrzydle dwa zbiorniki paliwa o łącznej pojemności 109 l z elektrycznymi pompami podającymi. Napęd stanowi silnik Rolls-Royce/Continental 0—200 A o mocy 100 KM przy 2750 obr/min z dwułopatowym, metalowym, stałym śmigłem McCauley' o średnicy 1,78 m. Zużycie paliwa przy 2500 obr/min na wysokości 600 m wynosi 25 l/h. Dane samolotu „Pup” 100: rozpiętość 9,45 m; długość 6,85 m; wysokość 2,29 m; powierzchnia skrzydła 11,15 m²; ciężar startowy 726 kG; ciężar własny 440 kG; ciężar użyteczny 286 kG; prędkość wznoszenia n.p.m. 2,92 m/s; pułap praktyczny 3800 m; dopuszczalna wysokość lotu 3000 m; prędkość maksymalna 210 km/h; prędkość przelotowa na 65% mocy nominalnej i na wysokości 2400 m 180 km/h; zasięg w warunkach przelotowych (65% mocy nominalnej, wysokość 2400 m) 830 km; prędkość przeciągnięcia z wychylonymi kłapami 85 km/h, z kłapami wciągniętymi 98 km/h; długość startu na 15 m 392 m; długość lądowania z 15 m 320 m.

Obok samolotu „Pup” 100 produkuje się wersję „Pup” 150 z silnikiem Lycoming 0—320 o mocy 150 KM. Ciężar całkowity jest zwiększony do 862 kG przy ciężarze własnym zwiększonym o 45 kG. Prędkość maksymalna wynosi 240 km/h.

W 1968 r. wyprodukowano 100 samolotów „Pup”, w 1969 r. produkcja ma wynieść 200 sztuk, przy czym w końcu roku halę montażową będzie opuszczał jeden samolot dziennie.

Warto tu dodać, że podobny samolot, AS-202 „Bravo”, produkuje szwajcarska wytwórnia FAA w Attenheim wspólnie z włoską firmą SIAI — Marchetti. Wersja szkolna, dopuszczona do wykonywania akrobacji, ma silnik Lycoming 0-235 o mocy 115 KM, wersja sportowa jest napędzana silnikiem Lycoming 0-320 o mocy 150 KM. Samoloty „Bravo” mają większą prędkość wznoszenia oraz krótszy start i lądowanie od samolotów „Pup”.

W. K.

Nowoczesny odczyt cyfrowy na obrabiarkach

W zakładach specjalistycznych lub zbyt małych na wprowadzenie obrabiarek ze sterowaniem liczbowym stosuje się inne rozwiązania zastępcze, które zwiększają możliwości techniczne i przerobowe zakładu. Takim nowym rozwiązaniem jest układ cyfrowy zbudowany na obwodach scalonych, który może być stosowany na dowolnej obrabiarce do kontroli ruchu i położenia suportu w dwu osiach.

Układ składa się z dwóch niezależnych nadajników przemieszczeń liniowych, zasilacza i wskaźnika cyfrowego. Nadajnik składa się z taśmy stalowej przytwierdzonej do łoża obrabiarki. Taśma zwija się lub rozwija przy ruchu suportu obraca-

jąc tarczą optycznej części nadajnika. Na tarczy naniesiona jest podziałka, która przy obrocie powoduje przerywanie strumienia świetlnego trafiającego do fotokomórki. W ten sposób określone przesunięciu suportu odpowiada określona liczba impulsów. Impulsy te poprzez wzmacniacz trafiają do układu odczytowego, w którym zainstalowane są dekadę złożone z obwodów scalonych. Każdy obwód scalony jest ekwiwalentem około 32 tranzystorów, diod i innych elementów. Omawiany układ budowany jest w dwu odmianach: pięciocyfrowy dwuosiowy i sześciocyfrowy dwuosiowy. Pierwszy z nich umożliwia powtarzalne ustawienie z dokładnością 0,025 mm na długości 1800 mm, a

drugi z dokładnością 0,013 mm na długości 1000 mm. Podstawowe korzyści nowego opracowania to:

- Czas ustawienia obrabiarek i czas pomiaru może być skrócony nawet o 90%.
- Możliwość bezpośredniego odczytu z dokładnością do setnych milimetra.
- Wyraźne zmniejszenie kosztów wyposażenia pomiarowego.
- Nisko kwalifikowany robotnik może osiągnąć duże dokładności wykonania.
- Obrabiarka o zużytych śrubach pociągowych może osiągnąć dużą dokładność wykonania. Przesunięcia mierzy się niezależnie od ruchów śruby pociągowej.
- Łatwa naprawa części elektronicznej przez wymianę całych dekad obwodów scalonych.

A.G.

The coupling of Sojuz vehicles in the space

In this paper the soviet spacecraft Sojuz are described, the experiment of "rendez-vous" and coupling of the spacecraft Sojuz 4 and 5 is presented and the importance of this experiment for future building the manned orbiting laboratories and for manned interplanetary flights is explained.

MARKS A.

523.3:629.19(73)

The first manned flight toward the Moon

In the continuation of the article concerning the Apollo 8 flight the missions of this flight are discussed, the obtained results are presented and the dangers that might happen during the flight are analysed. The plans of future experiments of Apollo programme are given also.

GLASS A.

629.13(061.4) (420)

**Farnborough 1968
Light aircraft at Farnborough**

The fundamental data concerning the advancements in british aviation industry are given, the prototypes, new versions and projects of the british light aircraft and sailplanes, that was exhibited in Farnborough at 1968, are presented and the efforts toward continuous improving the aircraft that already are produced or exploited are emphasized.

ŻEBROWSKI M.

533.6.013.8:629.13.05

Instrument flight in the turbulence, part II

In part II of the paper considering the flights in „rough“ air the modifications in artificial horizons that should facilitate the retaining the aircraft horizontal attitude are presented, the gains of using the flight controller during flight in turbulence are explained, the fundamental principles of aircraft piloting in turbulence are given and the possibilities of applying the flight simulators for the pilot training in the turbulence flight conditions are discussed.

KOŁODZIŃSKI E.

656.71:625.8

**Some problems of the manufacturing of aerodrome
runway surfaces**

This article is the first effort the detailed explanation of the differences between aerodrome and car way surfaces that results from their different exploitation conditions. The technical requirements for the basic kinds of the aerodrome surfaces — cement beton and asphalt beton — especially in regard to the factors that are not existing in the case of car way surfaces are discussed.

656.71.052.3

PYTLEWSKI Z.

**The possibility of calculation of the influence of mud
and water covering runway surfaces on take-off length
of jet aircraft**

The factors that affect jet aircraft running drags on runway surface covered by mud and water are discussed. These drags are presented in form of equations and curves plots that enable the determination of expected aircraft take-off length versus mud thickness and density.
Do artykułu A. Zawadzkiego

BRZYSKI T. i GRABOWSKI B.

621.914.3—52.003

On the base of one and half an year using of programme controlled milling machine, the authors attempt to evaluate an efficiency of the machine that has been used under existing conditions in aircraft industry. Some theoretical assumptions are made to eliminate in analysis untypical utilizing of the prototype.
Detailed quantitative economical analysis is made on a base of two examples to compare programme controlled milling machine with conventional one.

Co piszą inni...

Szkodliwe skutki wibracji

Nowa technologia i narzędzia o napędzie automatycznym lub elektrycznym mogą wywoływać u pracowników uszkodzenia w układzie krążenia krwi, kostno-stawowym i nerwowym. Swoisty zespół objawów chorobowych wywołanych działaniem drgań wibracji na tkanki przyczynił się do wyodrębnienia „choroby wibracyjnej” jako choroby pochodzenia zawodowego.

W artykule omówiono powstające pod wpływem wibracji zaburzenia w organizmie oraz przedstawiono, w oparciu o doniesienia radzieckie, nowy podział choroby wibracyjnej na 7 zespołów. Zwrócono uwagę na nowe poglądy, które zalecają wyeliminować z prac narażających na wibrację te osoby, które ze względu na wrażliwość osobniczą są potencjalnie zagrożone chorobą wibracyjną.
Ochrona Pracy, nr 1 z 1969.

Informatyka — odrębna dziedzina nauki

Autor wskazuje na powstanie nowej dziedziny nauki obejmującej maszyny matematyczne, maszynową technikę obliczeniową i przetwarzanie informacji, na konieczność określenia jej obszaru i powiązań z innymi dziedzinami nauki oraz potrzebę krótkiej i jasnej nazwy. Zdaniem autora najodpowiedniejszą nazwą w języku polskim jest „informatyka”. Proponuje, aby robocze rozwinięcie definicji przyjęć na podstawie propozycji zawartej w artykule „Curriculum 68 — Recommendation for Academic Programs in Computer Science” opublikowanym w miesięczniku *Communications of the ACM*, v. 11, nr 3 z 1968 (pełne tłumaczenie tej propozycji znajduje się w nrze 1 z 1969 *Maszyn Matematycznych*).

Autor porusza również problem kształcenia w Polsce kadry o gruntownej wiedzy w tej dziedzinie oraz problem badań podstawowych.

Maszyny Matematyczne, nr 1 z 1969.

Zużycie silników pracujących w niskich temperaturach

Zużycie silników pracujących w niskich temperaturach i zmiennych warunkach obciążenia jest znacznie większe, niż w czasie normalnej eksploatacji. Współczesne badania wskazują, że przyczynami tego są dość złożone procesy fizyko-chemiczne, które powodują wzmożone zużycie zarówno korozyjne, jak i mechaniczne, a trwałość silników można zwiększyć przez wzrost temperatury ich pracy.
Technika Motoryzacyjna, nr 1 z 1969.

Śledzenie wiatrów urządzeniami radarowymi

Pojawienie się samolotów odrzutowych z ich parabolicznymi torami lotów do skrajów nieskończoności spowodowało konieczność wykreślenia na mapach nie znanych dotąd wiatrów, które bez przerwy opływają ziemię na wysokości wielu kilometrów ponad jej powierzchnią.

Brytyjska firma The Plessey Co. Ltd przeprowadziła badania nad systemem wykreślenia i rejestrowania zjawisk związanych z wiatrami wiejącymi w górnych warstwach atmosfery, a następnie opracowała nowe tanie urządzenie radarowe, wykrywające wiatr, oznaczone symbolem WF3.

Opis urządzenia i zasadę jego działania publikuje **Przegląd Techniki Brytyjskiej**, nr 3 z 1968.

Możliwość poprawiania wyników pomiaru o błąd szacowania

Przy przeprowadzaniu pomiarów spotykamy się z szacowaniem długości odcinka, części odcinka wynikającej z podziału na połowę lub też na mniejsze części. Błąd szacowania, jako błąd osobowy obserwatora, wpływa bezpośrednio na wyniki pomiarów. Korekcję błędu szacowania można przeprowadzić przez wprowadzenie do wyników obserwacji odpowiednich poprawek, uprzednio wyznaczonych dla danego obserwatora oraz przez „poprawienie” obserwatora przez zmianę jego tendencji w zakresie szacowania. W artykule podane są spostrzeżenia, które mogą mieć zastosowanie wszędzie tam, gdzie mamy do czynienia z odczytywaniem podziałek i szacowaniem ich części w celu zwiększenia dokładności odczytu, a szczególnie wtedy, gdy nie można zaniedbać ostatniej cyfry wielkości odczytanej z przyrządu z uwagi na dokładność pomiaru.
Pomiary, Automatyka, Kontrola, nr 12 z 1968.

10 lat. Prace wstępne zapoczątkowano w 1957 r., a więc w okresie przystąpienia do budowy lotniska Paryż-Orly. Wynika stąd wnioski, że Francuzi przeprowadzili bardzo gruntowne badania nad rynkiem pasażerskim i towarowym i w ten sposób ustalili prognozy potrzeb w zakresie zabezpieczenia lotniskowego.

Funkcjonowanie lotniska

Jak wynika z zamieszczonego schematu, lotnisko Paryż-Nord będzie mieć pięć niezależnych dworców, każdy o zdolności przepustowej 5 mln pasażerów rocznie. Każdy dworzec będzie mieć również niezależny podjazd przeznaczony dla samochodów, a także piętrowy parking na 4 tys. samochodów. Na dworcach znajduje się system „doków” przeznaczonych dla różnych typów samolotów. W dokach następuje również proces załadunku i rozładunku. Każdy dok połączony będzie tunelami z budynkiem centralnym. Doki te porównać można do systemu peronów wielkiego dworca kolejowego. Jeśli przyjąć założenie, że autobus powietrzny będzie miał na pokładzie 500 osób, to równa się to przeciętnej ilości pasażerów, jaką zabiera pociąg ekspresowy. Doki mają połączenie z samolotami za pośrednictwem korytarzy teleskopowych i przystosowane są do przyjmowania samolotów o różnych wielkościach. W tym samym doku przyjąć można jeden samolot AN-22 lub Boeing-747, lub dwa średnie Boeing-707 czy wreszcie cztery samoloty typu „Caravelle”. Ruch między dworcami i budynkiem centralnym będzie się odbywać za pośrednictwem ruchomych chodników oraz specjalnych kabin mechanicznych. Do budynku centralnego doprowadzona zostanie kolej miejska oraz uruchomione będą połączenia helikopterowe.

Niektóre elementy techniczno-ekonomiczne

Lotnisko Paryż-Nord zatrudniać będzie około 50 tys. pracowników. Będą to oczywiście specjaliści wysokiej klasy, a ich dojazdy do pracy stanowią poważny problem ekonomiczny. W układzie jednostkowym stanowi to 30 mln przejazdów rocznie w relacji dom-praca-dom. Przyjęto, że koszt przejazdu wyniesie średnio 3 franki, co w skali rocznej stanowi 90 mln franków. Strata czasu wyniesie 7,5 mln godzin rocznie. Jeśli przyjąć ekwiwalent 5 franków za stracony czas specjalisty, to suma strat wyniesie 130 mln franków rocznie. Kalkulacja powyższa posłużyła do rozwiązania problemów mieszkaniowych oraz usprawnienia dojazdów.

Koszt budowy lotniska wyniesie ponad 1,5 mld franków. Połowa tej sumy zrealizowana zostanie w latach 1966—1970, a druga w latach 1971—1980.

Oddanie do eksploatacji lotniska spowoduje znaczną aktywność gospodarczą regionu i przekształcenie jego funkcji.

O wszechstronnym studium i gospodarności Francuzów świadczy fakt, że tereny pod zabudowę zabierane są rolnikiem stopniowo. W ten sposób maksymalnie długo wykorzystuje się tereny pod dalszą uprawę, przyjmując założenie, że intensywnie prowadzone rolnictwo daje tutaj 55 kwintali pszenicy lub 40 ton buraków cukrowych, albo też 25 ton kartofli rocznie z jednego hektara. Dlatego nawet po całkowitym oddaniu lotniska do eksploatacji przewiduje się, że we wszystkich dostępnych miejscach znajdzie się miejsce dla rolników.

Pierwszy etap budowy lotniska zakończony zostanie w 1972 r., a pełna rozbudowa i oddanie do eksploatacji wszystkich urządzeń w latach 1980—1985.

Zgodnie jednak z przyjętą zasadą już rozpoczęto intensywne badania nad lokalizacją i projektem nowego lotniska, które nosić będzie nazwę Paryż-III. Nazwijmy je lotniskiem roku 2000.

Informację powyższą traktujemy jako wstępną. Zarówno urządzenia techniczne, jak i wyposażenie oraz funkcjonalność pomieszczeń przedstawione będą później po uzyskaniu pełnych informacji.

Niektóre rozwiązania techniczne

- Autonomiczna centrala telefoniczna lotniska dysponować będzie 30 tys. numerów,
- Roczne zapotrzebowanie na paliwo i oleje wyniesie 2 mln m³ rocznie. Paliwo dostarczane będzie bezpośrednio z rafinerii i automatycznie tankowane do samolotów.
- Wielka centrala cieplna zabezpieczy ogrzewanie i zamrażanie dostarczając około 200 tys. tonokalorii/godz.
- Sztuczne baseny kumulacyjne zbierać będą wodę deszczową, a następnie odprowadzać do rzeki Marny,
- Lotnisko będzie dysponować własną oczyszczalnią ścieków,
- Parkingi pomieszczą łącznie 20 tys. samochodów (bez samochodów pracowników lotniska), a kierowcy za pośrednictwem urządzeń elektronicznych odnajdywać będą wolne miejsca postoju,
- Strefa towarowa dysponować będzie powierzchnią krytą 100 tys. m². Przewóz ładunków do samolotów będzie się odbywać za pośrednictwem 250 taśmociągów i specjalnych pojazdów.

Z działalności Z.P.I.L. (Związku Polskich Inżynierów Lotniczych)

Przed 30 laty

Z łamów zeszytów „Techniki Lotniczej” (organu Związku Polskich Inżynierów Lotniczych) z roku 1938 dowiadujemy się, że:

▲ Inż. Wacław Czerwiński konstruktor popularnej przed wojną rodziny szybowców CW *) — tak widział perspektywę szybowca:

„Najbliższą zdobyczą techniki szybownictwa będzie całkowite opanowanie latania bez widoczności ziemi. Opanowanie to przyniesie szereg rekordów wysokości, przy których nie obejdzie się bez maski tlenowej. Sztuczny horyzont stanie się na pewno typowym przyrządem pokładowym dla przyszłego szybowca wyczynowego”.

▲ Z inicjatywy Ligi Obrony Powietrznej Państwa — z okazji 20-lecia polskiego lotnictwa, 15-lecia LOPP i 10-lecia lotnictwa sportowego we Lwowie została zorganizowana Krajowa Wystawa Lotnicza. Wystawa była zakrojona na szeroką skalę i dzieliła się na 8 działów. Najliczniejszym z nich był dział ogólny obrazu-

jący rozwój lotnictwa i wszelką działalność lotniczą. Zrzeszenie Polskich Przemysłowców Lotniczych zorganizowało poważną ekspozycję, w której udział wzięły: Państwowe Zakłady Lotnicze, Wytwórnia Balonów i Spadochronów w Legionowie, Doświadczalne Warsztaty Lotnicze (eksponaty RWD) oraz Podlaska Wytwórnia Samolotów.

▲ Odbyła się wycieczka na XVI Międzynarodowy Salon Lotniczy w Paryżu zorganizowana przez ZPIL. W wycieczce wzięło udział 37 członków ZPIL i 35 nieczłonków (w tym 13 pań). Przygotowaniem wycieczki zajmował się w Warszawie kol. R. Płoszek, zaś w Paryżu kierował nią kol. J. Bełkowski.

▲ Rada Ministrów uchwaliła projekt ustawy o tytule inżyniera. Zarząd ZPIL zgłasza postulat, aby rady wydziałowe szkół akademickich mogły w wyjątkowych wypadkach dopuścić do egzaminu wydanego do uzyskania tytułu inżyniera — także osoby, które żadnej szkoły technicznej nie ukończyły.

▲ Rozporządzeniem Ministra Wyznań Religijnych i Oświecenia Publicznego przy Wydziale Prawa Uniwersytetu Warszawskiego utworzony został Instytut Prawa Lotniczego i Zagadnień Gospodarczych Lotnictwa. Na czele Instytutu stał Dziekan Wydziału Prawa oraz rada złożona z przedstawicieli Wydziału Prawa, Minis-

terstwa Komunikacji, Dowództwa Lotnictwa i PLL „Lot”.

▲ Rozpoczęła prace Komisja ZPIL Reformy Studiów Lotniczych. W skład Komisji weszli kol. A. Grzędziński, W. Łoziński, W. Markowski, J. Naleszkiewicz, St. Prauss oraz prezes Związku. (Memoriał w sprawie reformy wyższych studiów lotniczych został przesłany do Politechniki i władz wojskowych 5.V.1939 r.).

▲ ZPIL posiadał własny lokal w Alei Szucho 4. W lokalu tym mieściły się wszystkie agendy Związku i redakcja czasopisma, urzędowali trzy razy na tydzień sekretarz i prezes, zaś codziennie czynna była czytelnia zaopatrzona w 50 tytułów czasopism.

▲ Stempel na legitymacjach członkowskich ZPIL upoważniał do otrzymania 30% zniżki od cen biletów samolotowych na liniach „Lotu”.

▲ Ukazała się w Warszawie nakładem LOPP książka prof. G. A. Mokrzyckiego pt. „Lotniczy Elementarz” (w 2 częściach: Aerodynamika i Mechanika Lotu).

▲ Zrzeszenie Polskich Przemysłowców Lotniczych wyasygnowało 9000 złotych na stypendia dla 6 studentów Sekcji Lotniczej Politechniki Warszawskiej, Gdańskiej i Lwowskiej. Z.

*) na szybowcu C.W.1 zbudowanym w Związku Awiatycznym Politechniki Lwowskiej inż. Szczepan Grzeszczyk, na terenie Zloczowa, wykonał — pierwszy w Polsce — kilkuminutowy lot żaglowy w 1928 r.

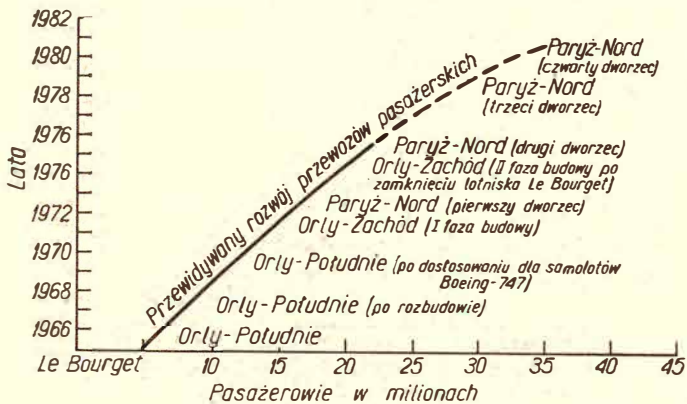
lotnicze porty świata

PARYŻ NORD

W numerze marcowym TLiA pisaliśmy o lotnisku Paryż-Orly. Z kolei podajemy informację o budowie supernowoczesnego lotniska, jakim będzie Paryż-Nord. Jego wyposażenie będzie dostosowane do obsługi samolotów, które wejdą do eksploatacji. Można zaryzykować stwierdzenie, że lotnisko Paryż-Nord będzie najnowocześniejszym lotniskiem w latach 1970—1980, bowiem już teraz w wielu krajach opracowuje się plany lotnisk, których budowa rozpocznie się po roku 1980. Lotnisko Paryż-Nord budowane jest pod kątem obsługi docelowej 25 mln pasażerów rocznie. Jeśli do tego przyjmiemy 2 mln ton ładunków towarowych, oznacza to, że dziennie lotnisko obsługiwać będzie ponad 70 tys. pasażerów, około 5500 ton ładunków towarowych, a ilość startów i lądowań wyniesie ponad 1000 dziennie. Ta ogromna ilość operacji w większości przypadków będzie na autobusy powietrzne i samoloty naddźwiękowe. W godzinach szczytu lotnisko obsługiwać będzie około 150 operacji. Dla usprawnienia ruchu poszczególne pasy startowe przystosowane będą do wykonywania odrębnych operacji startu i lądowania.

Układ przestrzenny lotniska

Obszar przeznaczony na lotnisko wynosi 2875 ha i położony jest na północny wschód, w odległości 20 km od



centrum Paryża. Decyzja takiego usytuowania lotniska poprzedzona była bardzo gruntownymi i wszechstronnymi badaniami. Wybrano teren wyjątkowo wygodny, usytuowany w dziale wodnym Sekwany i Marny. Obszary rolnicze położone na równinnym terenie nie wymagały wyburzenia terenów zurbanizowanych. W układzie przestrzennym wybrany teren ma powiązania komunikacyjne za pośrednictwem istniejącej autostrady Paryż—Lille—Bruksela. Autostrada ta ma połączenie z obwodnicą Paryża.

Warto podkreślić, że studia nad lokalizacją lotniska, w których brali udział specjaliści z zakresu lotnictwa cywilnego oraz przedstawiciele wszystkich dziedzin gospodarki komunalnej miasta Paryża, trwają już ponad

Dalszy ciąg na III str. okt.

A — pas startowy nr 1 o długości 3600 m, z możliwością dalszego przedłużenia o 400 m w kierunku wschodnim (A_1) i 300 m w kierunku zachodnim (A_2)

B — pas startowy nr 2 o długości 3600 m, z możliwością dalszego przedłużenia o 400 m w kierunku zachodnim

C — pas startowy nr 3 o długości 2940 m, z możliwością dalszego przedłużenia w kierunku północnym o 105 m (C_1) i w kierunku południowym o 260 m (C_2)

D — pas startowy 1 bis — przygotowany teren do budowy pasa, w pierwszym etapie o długości 2400 m (D_2), w drugim etapie z możliwością przedłużenia o dalsze 2700 m (D_1), łączna długość 5100 m

E — pas startowy 2 bis — przygotowany teren do budowy pasa, w pierwszym etapie 2400 m (E_1), w drugim etapie z możliwością przedłużenia o dalsze 2400 m (E_2), łączna długość 4800 m

F — hangary obsługowe — łączna długość hangarów wyniesie 3600 m. W hangarach będzie można pomieścić 24 samoloty Boeing-707 oraz 32 samoloty Boeing-747. Powierzchnia warsztatowa i magazynowa w tej strefie wyniesie 200 tys. m²

G — strefa wojskowa lotniska

H — strefa samolotów dyspozycyjnych

I — autostrada Paryż—Bruksela przechodząca pod lotniskiem (dwa ciągi po 3 pasma ruchu)

K — dworzec towarowy dostosowany do obsługi ładunku spaletyzowanego i kontenerów

L — strefa wolna przewidziana do dalszej rozbudowy lotniska

M — centralna dyspozytornia (wieża kontrolna)

N — strefa operacyjna

1-2-3-4-5 — porty lotnicze o samodzielnym układzie funkcjonalnym.

