



**technika
lotnicza
i astronautyczna**

6
1969

KRONIKA

● Po ciężkiej chorobie zmarł mgr inż. Zdzisław Nowakowski przewodniczący Zarządu Głównego SIMP, członek Rady Głównej NOT, długoletni podsekretarz stanu w Ministerstwie Przemysłu Ciężkiego. Ubył z naszych szeregów ofiarny działacz społeczny.

● Poczytny tygodnik lotniczy „Skrzydła Polska” w nr 14 z 6 kwietnia br. ogłosił „Plebiscyt na: ● lotnika ● wydarzenie ● konstrukcję 25-lecia”. Chodzi o zgłoszenie osób, zdarzeń i sprzętu, które w ćwierćwieczu PRL — zdaniem sympatyka lotnictwa — zasługują na wyróżnienie.

● Na łamach „Skrzydlatej Polski” (w numerach 10—16 br.) ukazał się interesujący cykl artykułów T. Królikiewicza poświęcony historii powstania, rozwoju i działalności przedwojennej organizacji społecznej LOPP. Symbol ten od 1923 r. do 1928 r. oznaczał „Ligę Obrony Powietrznej Państwa”, zaś od czasu jej fuzji z „Towarzystwem Obrony Przeciwgazowej” — „Ligę Obrony Powietrznej i Przeciwgazowej”. W przededniu wybuchu wojny Liga liczyła ponad 2 miliony członków, zrzeszonych w 21 okręgach wojewódzkich i równorzędnych. Wysokość sum zebranych w ciągu 16 lat działalności Ligi — wraz z funduszami uzyskanymi przez Komitet im. Żwirki i Wigury — wyniosła ponad 70 milionów złotych.

● Zarząd Główny APRL przyznał medal im. Tańskiego za rok 1967 — Franciszkowi Kępcze, a za rok 1968 — konstruktorowi „Fok” mgrowi inż. Władysławowi Okarmusowi.

● Zarząd Główny APRR nadał tytuły i medale Mistrza Sportu następującym sportowcom lotniczym: W. Mozdyniewiczowi (Areoklub Tatrzyski) i R. Jarzębskiemu (Aeroklub Kujawski) w szybownictwie oraz J. Dudkowi (Aeroklub Podkarpacki) w spadochroniarstwie.

● Rada Seniorów Lotnictwa APRL powołała dwa nowe terenowe kluby seniorów lotnictwa. W ramach organizacyjnych Aeroklubu Lubelskiego powstał Lubelski Klub Seniorów Lotnictwa z prezesem K. Krasuskim na czele, a w ramach organizacyjnych Aeroklubu Robotniczego w Świdniku powstał Świdnicki Klub Seniorów Lotnictwa, którego prezesem został B. Ratajczak.

● Przedsiębiorstwo Usług i Produkcji Ubocznej Aeroklubu PRL (dawny LZUG) zmieniło nazwę na Przedsiębiorstwo Usług Lotniczych Aeroklubu PRL (w skrócie: PUL — APRL). Prezes Aeroklubu PRL powołał Kolegium jako organ doradczy dyrektora tego przedsiębiorstwa.

● Rośnie z roku na rok eksport osprzętu lotniczego ze znanym na świecie od 40 lat znakiem PZL. Za pośrednictwem Motoimportu polskie przyrządy pokładowe dostarczane są do 24 krajów 5 kontynentów. Do naszych — już tradycyjnych — odbiorców można zaliczyć Stany Zjednoczone AP, Wielką Brytanię, Kanadę, Szwajcarię, Kraje Beneluksu i ZRA. Do krajów tych idzie 95% eksportu o kierunku krajów kapitalistycznych. Wśród najpoważniejszych kontrahentów krajów demokracji ludowej obejmujących 90% eksportu do krajów socjalistycznych można wymienić CSRS, NRD i Węgry.

● Po raz pierwszy w Warszawie użyto śmigłowca do przetransportowania olbrzymich wymiarów konstrukcji dachu elektrowozowni PKP z bazy na Jelonekach na teren budowy na Grochowie. Śmigłowiec — pilotowany przez ptk. Andrychowskiego — dokonał kilkunastu przelotów przenosząc zmontowane elementy o ciężarze ok. 1500 kg. Transport lądowy tej konstrukcji musiałby się odbywać nocą przez 3 tygodnie.

● W Warszawie odbyła się uroczystość nadania imienia „Warszawa” jednemu z pasażerskich samolotów Królewskich Linii Lotniczych — KLM. Symbolicznego chrztu dokonała żona przewodniczącego Prezydium Stołecznej Rady Narodowej D. Majewska. Imię „Warszawa” otrzymał odrzutowiec DC-9 zabierający 130 pasażerów. Uczestnicy uroczystości na pokładzie odrzutowca odbyli rejs z Warszawy w rejon Poznania, Wrocławia i z powrotem. Samolot pilotował kapitan Zdzisław Zeyfert, z pochodzenia warszawiak — pilot, który walczył w czasie wojny w dywizjonie 304 i w innych jednostkach lotniczych RAF.

● Departament Ruchu Turystycznego GKKFiT postuluje uruchomienie w sezonie letnim regularnych połączeń lotniczych Warszawa — Warna i Warszawa — Burgas, wprowadzenie nowej linii Kraków — Budapeszt oraz znacznego rozwoju przewozów czarterowych.

● Zwiększyło się znaczenie Warszawy jako tranzytowego portu międzynarodowych linii lotniczych w Europie środkowej. Nowe trasy do Warszawy otworzyły w kwietniu towarzystwa: „Alitalia”, „Finair” i „Balkan”. Warszawa jest 90-tym miastem, do którego przylatują samoloty włoskich linii lotniczych. Loty „Caravelli” towarzystwa „Alitalia” odbywać się będą 2 razy w tygodniu: w poniedziałki na trasie Warszawa — Mediolan, w piątki zaś na trasie Warszawa — Rzym.

● PLL „Lot” uruchomiły stałe połączenie z Istambulem — raz w tygodniu turbosmigłowcem Il-18, który następnie dociera do Kairu lub Bejrutu. W sezonie urlopowym „LOT” powiąże mostem powietrznym Warszawę z wybrzeżem Morza Czarnego. Dwa razy tygodniowo latać będą samoloty „non stop” do Splitu, a wszystkie samoloty „LOT-u” lądujące w Sofii będą miały bezpośrednie połączenia lotnicze samolotami „Balkanu” z Warną i Burgas. Finalizuje się też sprawę uruchomienia bezpośredniej komunikacji lotniczej między Krakowem a stolicą Słowacji — Bratysławą.

● Raz w tygodniu odbywać się będą loty samolotów pasażerskich PLL „LOT” na trasie Kraków — Praga i z powrotem. Komunikacja na tej linii trwać będzie do września. Jest to drugie zagraniczne połączenie lotnicze, jakim dysponuje Kraków. W każdą niedzielę odlatuje stąd samolot do Wiednia, zaś w każdy piątek powraca ze stolicy Austrii do Krakowa.

● Na lotnisku w Gdańsku — Wrzeszczu wylądował samolot pasażerski ze Szczecina, inaugurując tym samym nowe połączenie między dwoma głównymi naszymi miastami portowymi. Od 1 kwietnia br. samoloty „LOT” latają na tej trasie codziennie. Przypominamy, że gdańskie lotnisko przyjmuje samoloty z Warszawy, Krakowa, Wrocławia, Katowic i Rzeszowa.

W NUMERZE LIPCOWYM

z okazji jubileuszu 25-lecia PRL zamieścimy kilka rozmów, jakie przeprowadziliśmy na temat dorobku, osiągnięć i problemów naszego lotnictwa w tym okresie.

Następnie opublikujemy kolejny artykuł na temat wystawy lotniczej w Farnborough 1968. Tym razem przedstawimy śmigłowce Westland „Scout”, „Wasp”, „Wessex” i SH-D „Sea King”, Westland-Sud Aviation SA-330, SA-341 i WG-13, Agusta Bell 204B oraz projekty samolotów WE-01 i HS/NGTE.

W drugiej części artykułu „Lotnicze silniki Wankla” omówione będą motoszybowcowe silniki Wankla oraz samolotowe i śmigłowcowe silniki Wankla.

W artykule „Orbitalne obserwatorium astronomiczne OAO-2” opisana będzie budowa pierwszego na świecie amerykańskiego obserwatorium astronomicznego. Omówione będą szczegółowo zadania, jakie to obserwatorium ma wykonać i przedstawiony sposób przeprowadzania badań ciał niebieskich.

Wyniki badań drgań i hałasów na krajowych samolotach pasażerskich są tematem kolejnego artykułu, który mówi o przyczynach powstawania hałasu przekraczającego przyjęte normy, o środkach jakie należy stosować, aby zapobiec przemęczeniu załóg samolotów stosowanych w połączeniach krajowych. Opisane w artykule badania z inicjatywy Związku Zawodowego Transportowców oraz Polskich Linii Lotniczych LOT przeprowadzili pracownicy Zakładu Akustyki Technicznej CIOP w pierwszym kwartale br.

Zagadnieniem związanym z przydatnością i wykorzystaniem samolotu do przewozów towarowych poświęcony jest następny artykuł. Temat ten jest o tyle aktualny, że zapotrzebowanie na samoloty o przeznaczeniu towarowym jest coraz większe. Przewiduje się, że w latach 1965—1980 przewozy towarowe wzrosną ośmiokrotnie, a w 1985 osiągną wielkość przewozów pasażerskich. W związku z tym zmieniły się poglądy na organizację lotniczych przewozów towarowych, na konstrukcję samolotu, przeobrażeniu podlegają również rozwiązania wewnętrzne i przestrzenne portów lotniczych. Zachodzące przeobrażenia ilustruje podana, w artykule praca przedsiębiorstwa KLM w zakresie przewozów, rodzaju towarów, rodzaju samolotów itp.

Bezpieczeństwo lotu warunkuje wiele czynników zależnych od człowieka, jak też i niezależnych od człowieka. Jedną z najbardziej niebezpiecznych pułapek, jakie w czasie lotu spotyka pilot, jest turbulencja pozachmurowa. Samolot wlatuje w jej obszar niespodziewanie, pilot jest nieprzygotowany — powoduje to wielkie straty. O ich wielkości mówią następujące liczby: w latach 1963—1965 z powodu uszkodzenia lub zniszczenia samolotów wojskowych przez CAT straty USA wyniosły 30 mln dolarów. W artykule podane są przyczyny powstawania turbulencji pozachmurowej, trudności sterowania samolotem w turbulentnej atmosferze, a także opisany jest przyrząd ostrzegający przed turbulencją, stosowany na linii PAA.

Jubileusze

10 maja br. w Domu Technika NOT w Warszawie odbyło się spotkanie z okazji jubileuszu 40-lecia Stowarzyszeń Inżynierów i Techników Lotnictwa.

Bliższe informacje o tym spotkaniu zamieścimy w jednym z następnych numerów Techniki Lotniczej i Astronautycznej.

Redakcja

TECHNIKA LOTNICZA I ASTRONAUTYCZNA

MIESIĘCZNIK
SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XXIV

Czerwiec 1969

Zeszyt 6

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: Zadania lotu statku „Apollo” 9	1
Pojazdy bezskrzydłowe z siłą nośną: — oprac.	
S. M. Kołodyński	3
Urządzenie telewizji pokładowej Polyscan — M. Ż.	7
A. Glass: Farnborough 1968. Ciekawsze samoloty i projekty	8
J. Fałęcki: Lotnicze silniki Wankla	12
M. Mokszyaszczak, Z. Stelmaszczyk: Kontrola silni- ków turbinowych w czasie ich eksploatacji	15
Z. Pytlewski: Niebezpieczeństwo tworzenia się mgieł na lotniskach i ich zwalczanie	19
Z. Łopatek: Wpływ stałego pochylenia niwelety drogi startowej na długość startu samolotów odrzutowych	20
B. Dostatni: Rynek lotniczy i potrzeba jego ba- dania	22
OPRACOWANIA NAUKOWO-TECHNICZNE ZWIĄZANE Z ROZWOJEM TECHNIKI LOTNI- CZEJ	25
NOWOŚCI TECHNICZNE	26
Silniki na wystawie w Hanowerze — W. K.	32
JUBILEUSZE	II okł.
KRONIKA	II okł.
LOTNICZE PORTY ŚWIATA, LONDYN HEATHROW	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. Gołędzi-
nowski, inż. A. Hadrawa, mgr inż.
W. Korzyński, mgr inż. S. Lasso-
ta, inż. K. Szumielewicz, mgr inż.
W. Zaremba

Redaktor techniczny:
Alicja Bil

Rada Programowa:
Prof. mgr inż. L. Dulęba, mgr inż.
J. Grzegorzewski, mgr inż. H. Kra-
jewski, mgr inż. A. Lewkowicz, inż.
R. Machnowski, mgr inż. W. Pietrzak,
mgr inż. B. Trala, mgr inż. J. Woj-
ciechowski

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

Wrocławska Drukarnia Dzielowa. Zam. 2724/C-J-2
Nakład 1600 egz. Papier druk. sat. kl. IV, 70 g, 61 × 86.

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

Бескрыльевые корабли с подъемной силой

Указывается на целесообразность создания космических кораблей, которыми после их возвращения из космоса в атмосферу, можно будет управлять как аэродинамическим летательным аппаратом. Описывается способ образования формы корабля создающего подъемную силу несмотря на отсутствие крыльев. Рассматриваются научно-исследовательские и конструкторские работы проведенные в США в области таких кораблей. Представлено развитие бескрылевых планеров M2, M2-F1, M2-F2, и HL-10 а также описаны летные испытания планера M2-F2.

GLASS A.

629.13

**Фарнборо 1968
Самолеты и проекты в Фарнборо**

Во второй части статьи по вопросам авиационной выставки в Фарнборо в 1968 г. рассматривается производство и конструкцию быстрых служебных самолетов „Jetstream“ и DH-125, реактивных учебно-тренировочных самолетов и легких штурмовых „Jes Provost“, MB-326 и „Galeb“, наиболее интересного самолета на выставке — самолета вертикального взлета „Harrier“. Рассматриваются также проекты самолетов разрабатываемых в настоящее время английской авиационной промышленностью.

FAŁĘCKI J.

621.431.75:621.437

Авиационные двигатели с вращающимся поршнем

В статье представлена попытка оценки перспектив распространения авиационных двигателей с вращающимся поршнем: эти двигатели сопоставляются обычным поршневым и газотурбинным двигателям. Рассматривается развитие и современное состояние авиационных двигателей с вращающимся поршнем.

MOKSZYSZCZAK M., STELMASZCZYK Z. 621.438.004

Контроль технического состояния газотурбинных двигателей во время эксплуатации

Сложная конструкция современных газотурбинных авиационных двигателей затрудняет определение их технического состояния и требует расширения пределов осмотров, при применении новых, более эффективных средств и методов анализа собранных данных. В статье описываются новые методы контроля технического состояния газотурбинных двигателей во время эксплуатации, прежде всего метод оценки технического состояния на основе изменения параметров переходных процессов. Приведены критерии оценки технического состояния позволяющие автоматизировать процесс контроля, подчеркнута необходимость приспособления двигателей еще во время их конструирования к новым методам контроля.

PYTLEWSKI Z.

656.71:551.575

Опасность образования туманов на аэродромах и борьба с ней

В статье приводится общая классификация туманов и характеризуются условия их возникновения. Представлены способы улучшения видимости в тумане, а также возможности борьбы с ними механическими, химическими и тепловыми методами.

LORATEK Z.

656.71:533.6.015.1

Влияние постоянного наклона взлетной полосы на длину разбега реактивных самолетов

В статье рассмотрено влияние монотонного наклона взлетной полосы на длину разбега реактивных самолетов. Подчеркивается также зависимость этого влияния от типа самолета и обращается внимание на неправильности в правилах содержащих поправки на длину взлетной полосы в зависимости от ее наклона.



technika lotnicza i astronautyczna

MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH

Dr inż. ANDRZEJ MARKS

ZADANIA LOTU STATKU „APOLLO” 9

Program amerykańskiej załogowej wyprawy na powierzchnię Księżyca zakłada, jak wiadomo, wysłanie w sąsiedztwo Księżyca statku kosmicznego „Apollo” z trzyosobową załogą, połączonego ze statkiem LM. Statek „Apollo” ma się składać z kabiny o ciężarze około 5600 kG i członu raketowego o ciężarze około 23 300 kG, a statek LM — z dwuosobowej kabiny o ciężarze około 2000 kG, startowego członu raketowego o ciężarze około 3500 kG i hamującego członu raketowego o ciężarze około 9000 kG. Tak więc ciężar całego statku „Apollo” - LM ma wynosić około 43 000 kG. Po przylocie statku w sąsiedztwo Księżyca z prędkością około 2,5 km/s zostanie uruchomiony silnik członu raketowego statku „Apollo”, aby zmniejszyć prędkość lotu o 0,9 km/s i przekształcić statek „Apollo” - LM w satelitę Księżyca (krążącego wokół niego z prędkością około 1,6 km/s). Następnie dwaj astronauty przejdą do kabiny statku LM i odcepiają go od statku „Apollo”, po czym uruchomią silnik raketowego członu hamującego statku LM i dzięki jego działaniu wylądują miękko na powierzchni Księżyca. Po przeprowadzeniu tam pobieżnych badań naukowych i rozmieszczeniu automatycznych przyrządów pomiarowych powrócą oni

do kabiny statku LM i uruchomią silnik jego raketowego członu startowego, w wyniku czego kabina LM wystartuje z Księżyca i rozpocznie ruch satelitarne wokół niego. (Zużyty człon hamujący statku LM pozostanie oczywiście na Księżycu, przy czym służyć on będzie za podstawę startową dla kabiny LM). Z kolei załoga kabiny LM zrealizuje manewr spotkania i połączenia się z krążącym wokół Księżyca statkiem „Apollo”, po czym astronauta powrócą do kabiny „Apollo”, a niepotrzebny już statek LM zostanie odcepiony i porzucony. Na zakończenie wreszcie zostanie uruchomiony człon raketowy statku „Apollo”, w wyniku czego statek „Apollo” odleci ku Ziemi. Jak widać z tego przypomnienia, statek LM (Lunar Module) ma wykonać operację wieńczącą całe przedsięwzięcie, przy czym będzie to operacja bardzo skomplikowana, a więc i niebezpieczna. Wypróbowanie tego statku w locie załogowym stanowiło główne zadanie lotu statku „Apollo” 9, w którym uczestniczyli *James McDivitt*, *David Scott* i *Russel Schweickart*. Odpowiednie próby wykonano w czasie bliskoziemskiego lotu satelitarnego, na wysokości kilkuset kilometrów ponad powierzchnią Ziemi, przy czym naśladowały one manew-

ry, jakie trzeba wykonać w czasie wyprawy na powierzchnię Księżyca. Wobec tego, że na ostatnim stopniu rakiety nośnej „Saturn” 5 znajduje się zasobnik mieszczący statek LM, a dopiero ponad nim — statek „Apollo”, po rozpoczęciu przez ostatni stopień rakiety nośnej wokołoziemskiego lotu satelitarnego konieczne było odcepienie statku „Apollo” od ostatniego stopnia rakiety nośnej, obrócenie go o 180° wokół osi poprzecznej, przyłączenie do statku LM i wreszcie odcepienie statku LM od ostatniego stopnia rakiety nośnej. Tę delikatną i złożoną operację wykonali astronauta wkrótce po starcie w pierwszym dniu lotu — 3 marca.

Z kolei przeprowadzono próbę silnika raketowego członu hamującego statku LM. Odbyła się ona 5 marca. Dwaj astronauta — *Schweickart* i *McDivitt* weszli do kabiny LM, przez łączący ją z kabiną „Apollo” tunel przejściowy, wykonali kontrolę urządzeń statku LM i włączyli na 6 minut silnik jego raketowego członu hamującego, po czym powrócili do kabiny „Apollo”. (Oczywiście działanie tego silnika zmieniło orbitę całego statku, skorygowano więc to uruchamiając na 41 s silnik raketowego członu statku „Apollo”).

Następny eksperyment imitował wyjście jednego z astronautów na powierzchnię Księżyca. Wykonano go 6 marca. *Schweickart* (ubrany w skafander „księżycowy”) i *McDivitt* (w zwykłym skafandrze) przeszli do kabiny statku LM, rozhermetyzowali ją, po czym *Schweickart* wyszedł na prawie 40 minut na mieszczącą się na zewnątrz wjazdu platformę.



Dwa zdjęcia Księżyca wykonane przez załogę statku „Apollo” 8: górne zdjęcie przedstawia duży krater leżący na odwróconej od Ziemi stronie Księżyca w pobliżu 160° długości zachodniej. Jego południowa krawędź leży na 10° szerokości południowej i rozciąga się aż do horyzontu odległego o 440 km. Przy fotografowaniu obiektyw aparatu był skierowany na południe; na dolnym zdjęciu, wykonanym przez teleobiektyw w kierunku południowym, widać krater Gocleniusa. Ma on średnicę ok. 65 km i leży na 10° szerokości południowej i 45° długości wschodniej. Cechą szczególną krateru są przecinające go rowy.

W dniu 7 marca wykonano eksperyment mający naśladować odłączenie statku LM od statku „Apollo” przed lądowaniem na Księżycu, a następnie powrót kabiny LM do statku „Apollo”. Miał on przebieg następujący: Schweickart i McDivitt przeszli do kabiny LM, odłączyli statek LM od statku „Apollo” i oddalili się na odległość około 190 km od niego*. Z kolei wykorzystując startowy silnik statku LM (w tej fazie eksperymentu statek LM był, jak się zdaje, pozbawiony członu hamującego), przybliżyli się do statku „Apollo” i

po przeszło 6 godzinach samodzielnego lotu przyłączyli się do niego, co umożliwiło im powrót do kabiny „Apollo”.

Na zakończenie wreszcie przeprowadzono manewr symulujący start i wzlot kabiny LM z Księżyca, a mianowicie, gdy astronauta powrócili do kabiny „Apollo”, kabinę LM odczepiono i zdalnie uruchomiono silnik jej raketowego członu startowego

Lot statku „Apollo” 9 był na tyle udany, że jeszcze przed jego zakończeniem w dniu 13 marca pojawiły się głosy, iż można będzie zrezygnować z planowanego na maj lotu statku „Apollo” 10, który miał, jak wiadomo, powtórzyć eksperymenty wykonane w czasie lotu statku „Apol-

lo” 9, tyle że nie na orbicie ziemskiej, lecz na orbicie księżycowej.

Nie jest wykluczone, że ku Księżycowi polecą od razu statek „Apollo” 11 (pierwotnie lot jego planowano na lipiec — sierpień br. **), a właśnie w czasie lotu tego statku planowane jest pierwsze lądowanie na Księżycu amerykańskich astronautów.

W jakiś czas po locie statku „Apollo” 11 ma się odbyć jeszcze lot statku „Apollo” 12, również z misją lądowania na Księżycu.

** 21 marca 1969 r. ogłoszono, że lot statku „Apollo” 10 jednak odbędzie się, a termin jego startu został ustalony na 18 maja 1969 r. (przyj. redakcji).

* Początkowo statek LM oddalił się od statku „Apollo” na odległość 50 km, następnie zbliżył się do niego na odległość kilku km i dopiero później oddalił się na odległość 180—190 km (przyj. redakcji).

Wyjaśniono celowość budowy statków kosmicznych, które po powrocie z Kosmosu w atmosferę będzie można pilotować w znaczeniu aerodynamicznym, opisano sposób kształtowania pojazdu wytwarzającego siłę nośną mimo braku skrzydeł, omówiono prace badawcze i projektowe wykonane w Stanach Zjednoczonych w dziedzinie pojazdów tego typu, przedstawiono rozwój szybowców bezskrzydłowych M2, M2-F1, M2-F2 i HL-10 oraz opisano przebieg prób w locie pojazdu M2-F2.

POJAZDY BEZSKRZYDŁOWE Z SIŁĄ NOŚNĄ

Prędkości wchodzenia statków kosmicznych w atmosferę przy powrocie z orbit bliskoziemskich wynoszą 8 m/s. Nagrzewanie aerodynamiczne przy takich prędkościach może łatwo zniszczyć każdy statek, jeśli nie został on odpowiednio zabezpieczony. W wyniku badań balistycznych i kosmicznych z ostatniego 15-lecia opracowano trzy zasady zabezpieczenia statku przed nagrzewaniem:

- statek powinien wchodzić w atmosferę swoim tępym końcem, aby wytwarzać duży opór ciśnienia, który powoduje nagrzewanie powietrza otaczającego statek, i mały opór tarcia, który powoduje nagrzewanie statku,

- konstrukcja statku powinna być zwarta, co zapewnia zmniejszenie powierzchni wymagającej zabezpieczenia przed nagrzewaniem (osłony cieplne są ciężkie i zwiększają ciężar statku),

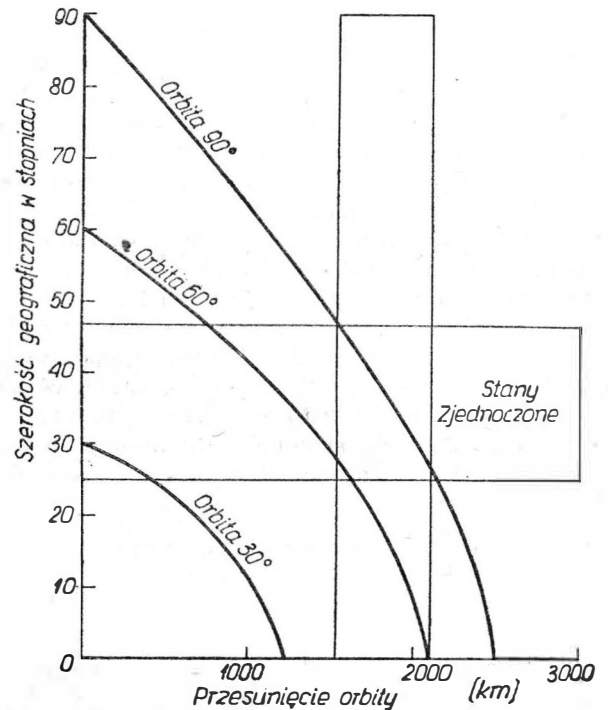
- nie należy stosować dodatkowych cienkich profilów, gdyż nagrzewanie wskutek tarcia powietrza jest szczególnie duże na ostrych krawędziach natarcia, na których brak jest miejsca na osłony cieplne.

Zrozumiałe jest więc, dlaczego statki kosmiczne nie mają skrzydeł i dlaczego dzisiejsze kosmiczne pojazdy załogowe nie latają w tym samym znaczeniu jak samoloty. Jednak jeśli podróże kosmiczne staną się regularne, to będzie o wiele praktyczniej i korzystniej gdy astronauta będą mogli po powrocie z Kosmosu lądować jak na samolotach niż wodować na spadochronach w oceanie.

Konieczność, aby statek kosmiczny dawał się pilotować w znaczeniu aerodynamicznym, związana jest z potrzebą manewrowania nim w tej części atmosfery, gdzie jego prędkości są bardzo duże, a wywodzi się ona z elementarnej mechaniki orbitalnej. Czas okrążenia Ziemi po orbicie bliskoziemskiej wynosi około 90 minut; w tym czasie Ziemia obróci się wokół swojej osi o około 22,5° z zachodu na wschód. Wskutek tego płaszczyzna orbity nachylona pod stałym kątem w stosunku do płaszczyzny równika przesuwa się poprzecznie względem Ziemi, na odległości do 2400 km. Przesunięcia te zależą od kąta nachylenia orbity i są największe na równiku; dla szerokości geograficznych obejmujących Stany Zjednoczone wynoszą one od 1600 do 2100 km (rys. 1). Pojazd załogowy zdolny do manewrowania w zakresie tych odległości wylądować na każdym lotnisku w Stanach Zjednoczonych niezależnie od tego, jaka była jego orbita bliskoziemska przed wejściem statku w atmosferę, z tym jednak, że może zaistnieć konieczność pewnego wyczekiwania.

R. Sływe udowodnił, że zdolność manewrowania w czasie wchodzenia w atmosferę zależy tylko od stosunku

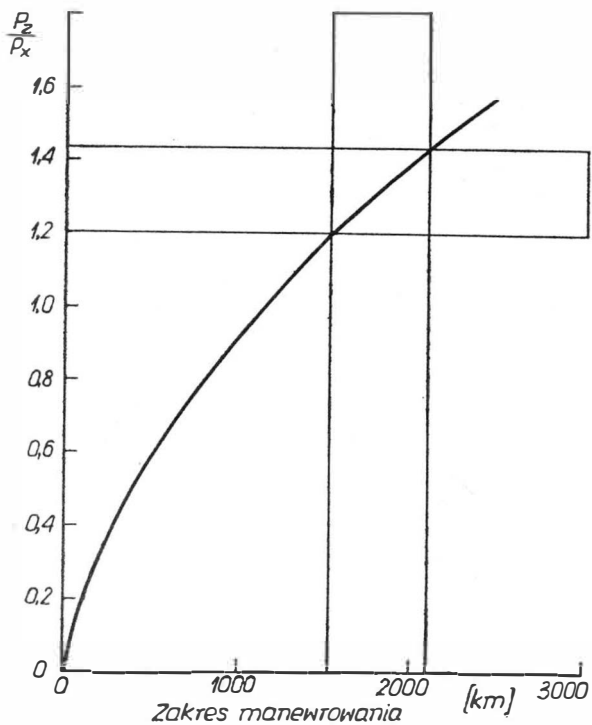
aerodynamicznej siły nośnej do aerodynamicznego oporu statku kosmicznego wchodzącego w atmosferę. Statek przemieści się na odległości od 1600 do 2100 km, jeśli ten stosunek będzie wynosił od 1,2 do 1,5 (rys. 2). Warto pamiętać o wpływie siły nośnej na przyspieszenia w czasie przelotu przez atmosferę. Astronauta ba-



1. Przesunięcia orbit bliskoziemskich w zależności od szerokości geograficznej i kąta pochylenia płaszczyzny orbity w stosunku do płaszczyzny równika

listycznego pojazdu „Mercury” doświadczał przyspieszeń 8 g w czasie wchodzenia w atmosferę. Przy stosunku siły nośnej do oporu wynoszącym 0,5 przyspieszenia maleją do około 2 g, a przy stosunku równym 1 — są nieco większe od 1 g. Ze zwiększaniem stosunku siły nośnej do oporu maleje intensywność nagrzewania, ale zwiększa się ogólny ładunek ciepła, pobrany przez statek w czasie wchodzenia w atmosferę.

Powyższe rozważania uzasadniały potrzebę zbudowania pojazdu wytwarzającego siłę nośną mimo braku



2. Zdolność manewrowania statkiem kosmicznym po powrocie w atmosferę w zależności od stosunku siły nośnej do oporu

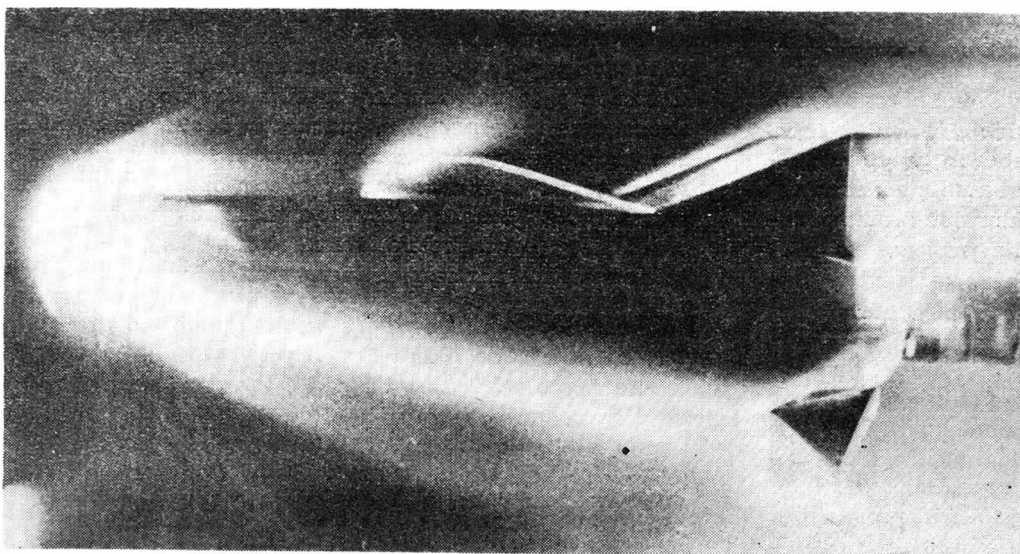
skrzydeł*. W 1957 r. A. J. Eggers z ośrodka badawczego w Ames opracował założenia do niego i następnie realizował je wraz z zespołem naukowców w latach 1957—64 jako projekt M2.

Kształt M2 wywodzi się ze zwykłego stożka, który jest stateczny w locie z prędkościami hipersonicznymi. Stożek przecięto poziomo wzdłuż jego osi i wykorzystano tylko dolną połowę, gdyż dzięki asymetrii uzyskuje się siłę nośną. Jego wierzchołek zaokrąglono, aby zapobiec intensywnemu nagrzewaniu się ostrza. W czasie wcześniejszych badań półstożka o wierzchołku tępo zakończonym osiągnięto stosunek siły nośnej do oporu 0,5 i zadowalającą stateczność aerodynamiczną. Teraz

* W języku angielskim pojazdy tego typu są określane jako „lifting body” (przyj. redakcji).

zaś należało dobrać taki kąt wierzchołkowy i taki promień zaokrąglenia wierzchołka, aby uzyskać stosunek siły nośnej do oporu wynoszący 1,5 i zmniejszyć nagrzewanie. Wyznaczenie tych dwóch parametrów poprzedzono pomocniczymi badaniami teoretycznymi. Założono, że M2 może mieć ciężar 2700 kG, a średnica nie powinna przekraczać 3 m (aby odpowiadała średnicy ostatniego stopnia rakiety nośnej, która miała być wykorzystana do wystrzelenia pojazdu M2 na orbitę).

Projekt oparto również na drugim założeniu, które nie potwierdziło się. W latach 1957—58, tj. w początkowym okresie prac projektowych, ablacyjne osłony cieplne były nowością technologiczną i spełniały swe zadanie przy względnie krótkotrwałym poddawaniu ich działaniu intensywnego nagrzewania. Siła nośna pojazdu bez skrzydeł przyczynia się do zmniejszenia intensywności nagrzewania, gdyż przedłuża czas przelotu przez atmosferę łącznie z czasem wchodzenia w atmosferę. Zwiększa się jednak ogólny ładunek ciepła pojazdu, tzn. iloczyn przeciętnej intensywności nagrzewania i czasu nagrzewania. Obawiano się, że długie poddawanie pojazdu nagrzewaniu może uszkodzić cieplne osłony ablacyjne albo też spowodować przeniknięcie ciepła przez osłony cieplne w głąb struktury pojazdu z katastrofalnymi dla niego skutkami. Dlatego wydawało się, że jedynym zabezpieczeniem termicznym projektowanych pojazdów mogą stać się osłony cieplne typu wypromieniowującego (re-radiation type). Podczas wejścia w atmosferę temperatura warstwy ceramicznej lub metalu żaroodpornego wzrasta bardzo znacznie, a ciepło rozprasza się przez wypromieniowywanie w atmosferę. Tworzywa ceramiczne, jak dwutlenek cyrkonu, wytrzymują temperatury do 2200 °C, zdolne są więc wypromieniowywać olbrzymie ładunki ciepła. Dlatego zakładano, że dopuszczalną temperaturą dla M2 ma być 2200 °C. Jednakże sytuacja zmieniła się w międzyczasie dzięki szybkiemu udoskonaleniu materiałów ablacyjnych i obecnie ablacyjne osłony cieplne, a nie osłony wypromieniowujące przewiduje się jako zabezpieczenie intensywnie nagrzewanych powierzchni samolotów bezskrzydłowych. Na podstawie początkowych badań teoretycznych dobrano dla M2: kąt połówkowy stożka 13° i promień zaokrąglenia wierzchołka 45 cm. Powyższe parametry założeniowe nie zmieniły się przez cały czas rozwoju M2.



3. Pomiary nagrzewania pierwszej wersji M2 w strumieniu powietrza o wysokiej temperaturze. Zdjęcie wykonano w chwili, gdy temperatura strumienia powietrza, o prędkości około 430 m/s, dochodziła do 4500 °C

W pierwszym okresie badano zwykły półstożek w małym tunelu hipersonicznym. Próby z lat 1958—59 wykazały, że przy dużych prędkościach ten kształt zapewniał uzyskanie stosunku siły nośnej do oporu od od 1,2 do 1,4, czyli prawie że wymagany. Z badań wynikało również, że należy oprofilować opływowo tylną część M2, aby można było wyrównoważyć jego stery przy danym położeniu w locie.

Wkrótce potem przeprowadzono serię doświadczeń w tunelu poddźwiękowym. Sprawdzili się przewidywania, że charakterystyka aerodynamiczna pierwotnego kształtu M2 jest taka sama jak okrągłego kamienia. Był on niestateczny, co nasuwało myśl, że będzie koziółkować w locie, zaś jego stosunek siły nośnej do oporu był za mały, aby można było na nim lądować. Zaczęły się więc długotrwałe badania według zasady „tnij i próbuj”, które doprowadziły do wielu zmian w kształcie M2 w celu polepszenia jego stateczności i doskonałości aerodynamicznej przy poddźwiękowych prędkościach lotu. Zmieniono więc kształt zarówno dolnej części M2, jak to nakazywały wyniki badań przy dużych prędkościach, jak i jego płaskiego wierzchu, aby stał się on podobny do górnej powierzchni profilu poddźwiękowego. Do tak ulepszonych M2 dodano kilka płaszczyzn pomocniczych. Jedną wersję z małymi wysuwanymi skrzydłami zwana „Królową Afrykańską” z powodu podobieństwa do łodzi z filmu pod tym tytułem, nie utrzymała się. Przyjęła się natomiast druga wersja, „Cadillac”, z bliźniaczymi statecznikami pionowymi, zamocowanymi podobnie jak na samochodzie tej firmy po bokach górnej powierzchni tylnej części kadłuba, oraz z osłoną kabiny pilota i małymi trójkątnymi płaszczyznami, które można podnosić razem do góry lub opuszczać razem do dołu jak ster wysokości lub też jeden podnosić do góry, a drugi opuszczać do dołu jak lotki. Stateczniki pionowe zapewniały stateczność kierunkową oraz zwiększały nośność górnej powierzchni M2.

Badania tunelowe wersji „Cadillac” trwały przez kilka lat i w pierwszej kolejności obejmowały osiągi aerodynamiczne, stateczność, sterowność i nagrzewanie. W miarę zbliżania się badań ku końcowi malało zainteresowanie tymi samolotami bez skrzydeł, gdyż wydawało się, że zasady ich budowy zostały już dostatecznie poznane.

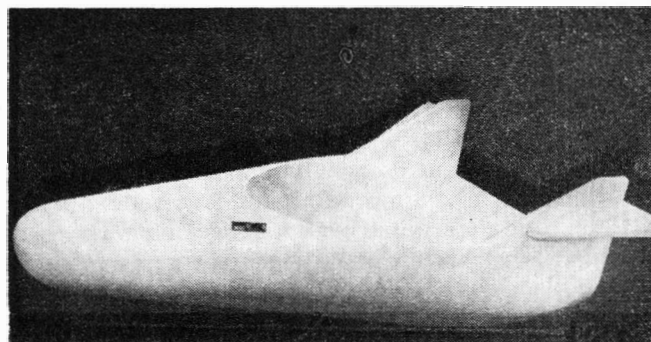
W lutym 1962 r. R. D. Reed, pracownik ośrodka badań w locie w Mojave Desert w Kalifornii, po przestudiowaniu sprawozdań z budowy M2 zbudował jego model o długości około 50 cm i po wypróbowaniu go w locie jako szybowca zdalnie sterowanego, zaprojektował jednoosobowy szybowiec M2 o naturalnej wielkości. Poparł go jego ośrodek oraz ośrodek badawczy w Ames i zainteresowanie budową M2 odżyło. Badania tunelowe modelu trwały kilka miesięcy, przy czym uzyskane charakterystyki aerodynamiczne zaprogramowywano na symulator samolotowy stanowiący pełną kabinę pilota, wyposażoną w stery, przyrządy pokładowe i przelicznik. Dzięki temu równoległe z badaniami tunelowymi piloci doświadczalni ćwiczyli lądowania i inne manewry na symulatorze i podawali swoje spostrzeżenia i wnioski naukowcom, sami zaś, co jest bardzo ważne, poznawali praktycznie charakterystykę przyszłego M2. Po przeprowadzeniu nieznacznych zmian w układzie sterowania zmodyfikowany prototyp nazwano M2-F1.

W październiku 1962 r. ośrodek badań w locie w Mojave Desert rozpoczął budowę M2-F1, z tym że pokrycie

go sklejką o grubości 0,25 cm zlecono wytwórni szybowcowej. Wykończono go w ciągu kilku miesięcy i następnie przewieziono do ośrodka badawczego w Ames w celu przeprowadzenia przed oblataniem prób w największym tunelu aerodynamicznym o wymiarach 12 × 24 m. Po zakończeniu badań tunelowych w marcu 1963 r. i po stwierdzeniu zdatności do lotów zwrócono M2-F1 do ośrodka badań w locie, gdzie w locie oblatywano go na holu za samochodem przy prędkościach do 200 km/godz. W dniu 3 września 1963 r. Thompson wystartował na nim na holu za samolotem C-47 (DC-3), odczepił się na wysokości 4000 m (3000 m nad wyschniętym jeziorem), przeszedł w lot ślizgowy pod kątem około 30° w celu nabrania prędkości, wyrównał na wysokości 100 m i pomyślnie wylądował. Po Thompsonie latali na M2-F1 na holu za samolotem również inni piloci doświadczalni, w tym także płk C. S. Yeager, który w 1947 r. jako pierwszy przekroczył prędkość dźwięku na samolocie doświadczalnym Bell X-1. Po wykonaniu ponad 100 lądowań zawieszono M2-F1 w lotach. Jego koszt badań i budowy łącznie z kupnem samochodu do holowania wyniósł około 60 000 dolarów.

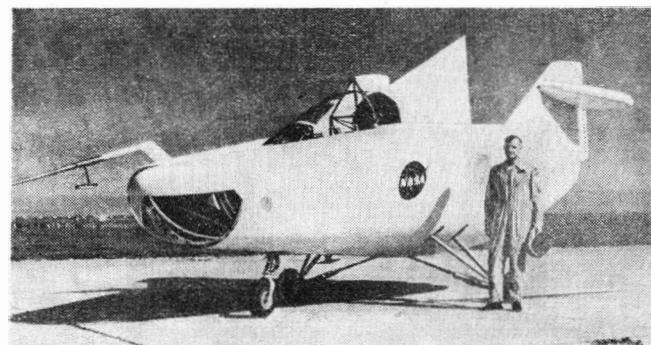
Teraz z kolei przystąpiono do ambitniejszego i szerszego programu, a jednym z jego pierwszych celów było zbadanie charakterystyki lądowania cięższych samolotów bezskrzydłowych, dorównujących ciężarem przyszłym kosmicznym pojazdom załogowym. Drugim celem było zbadanie charakterystyk stateczności i sterowności przy większych prędkościach niż te, które osiągnęto na sklejkowym szybowcu M2-F1.

Zarzucono więc myśl o próbach na holu, by przejść na zwalnianie nowego bezskrzydłowca w powietrzu spod skrzydła specjalnie zmodyfikowanego samolotu B-52, używanego dotychczas w programie badawczym samolotu doświadczalnego X-15 o napędzie rakietowym. Zakładano, że nowy bezskrzydłowiec będzie uzyskiwać



4. Makieta wersji „Cadillac”

5. Widok M2-F1



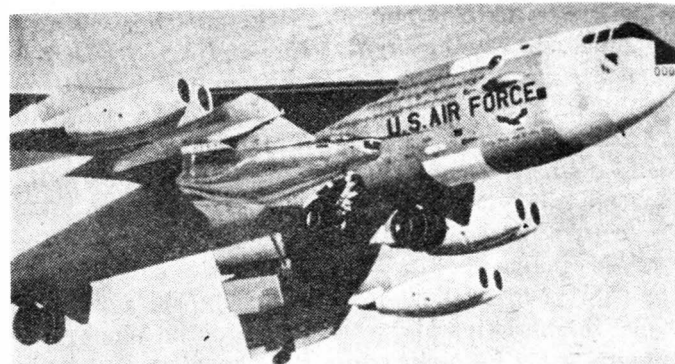
prędkości do $Ma = 0,8$ jako szybowiec oraz do $Ma = 1$ jako samolot z małym silnikiem raketowym. Ze względów praktycznych postanowiono przesunąć w nimabinę pilota bardziej do przodu aniżeli to było w M2-F1, aby pilot w czasie transportu na wysokość znajdował się przed skrzydłem B-52 i w razie konieczności mógł katapultować się do góry bez ryzyka zawadzenia o skrzydło. Poza tym przesunięcie kabiny do przodu polepszyło pole widzenia pilota. Po uzgodnieniu zmian nazwano nową wersję M2-F2 i przystąpiono do badań tunelowych. Wyniki badań tunelowych zaprogramowano na symulator samolotowy i podobnie jak poprzednio piloci doświadczalni, a w szczególności Thompson, przekazywali niezwłocznie swoje spostrzeżenia i wnioski.

Do powyższego programu włączono również projekt bezskrzydłowca HL-10, opracowany przez zespół naukowców z L. S. Love'm na czele w ośrodku badawczym Langley w Hampton. Różnił się on tym od M2-F2, że:

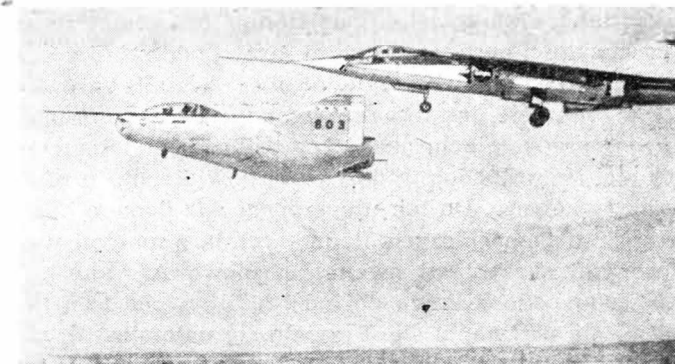
- na małych prędkościach jego stosunek siły nośnej do oporu był większy, co ułatwiało lądowanie,
- miał inny układ sterowania i
- był tak zaprojektowany, że w czasie wchodzenia w atmosferę leciał w innym położeniu.

Ośrodek badań w locie zlecił zbudować oba pojazdy firmie Northrop w odstępie półrocznym. Oba miały być o prawie konwencjonalnej konstrukcji ze stopu aluminiowego, aby nie zwiększać kosztów i nie przedłużać budowy. Wręgi kadłuba były rozstawione blisko siebie, aby można było dokładnie utrzymać obrys jego powierzchni; na konstrukcję kadłuba składały się poza tym zwykle podłużnice i pokrycie. Podwozie, urządzenia wspomagające sterowania, układ hydrauliczny, autopilota i prawie wszystkie pozostałe elementy zapożyczono z innych samolotów, jak np. główne podwozie wzięto z samolotu myśliwskiego Northrop F-5 „Freedom”, a przednią goleń z kołem z samolotu służbowego North American T-39 „Sabreliner”. Zależało bowiem bardziej na oszczędnościach w kosztach i czasie budowy aniżeli na zmniejszeniu ciężaru. Współczynniki bezpieczeństwa M2-F2 i HL-10 były 3- do 4-krotnie większe aniżeli w przypadku większości samolotów, aby nie ryzykować niepotrzebnie życiem pilota.

Jako pierwszy został wykończony M2-F2 i 15 czerwca 1965 r. wykołowano go z hali montażowej wytwórni, a w następnym dniu przekazano do ośrodka badań w locie, skąd po gruntownym sprawdzeniu wszystkich układów i wyposażeniu w niezbędne przyrządy naukowo-badawcze został skierowany, podobnie jak poprzednio M2-F1, do ośrodka Ames w celu wykonania ostatecznych badań w tunelu aerodynamicznym 12×24 . Badania potwierdziły poprzednie wyniki prób na mo-



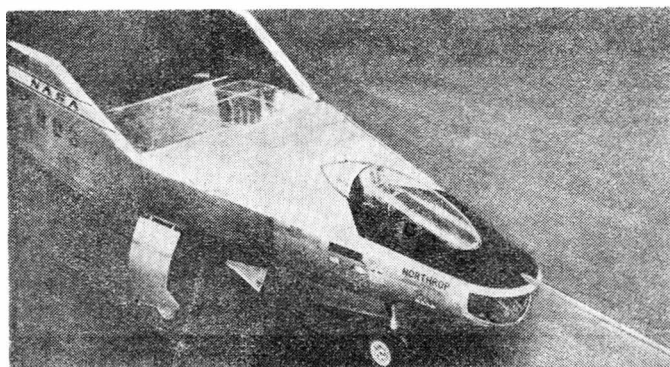
7. Samolot B-52 w czasie startu z podwieszonym pod jego prawym skrzydłem pojazdem M2-F2



8. M2-F2 po zakończeniu wyrównywania znajduje się w fazie przetrzymywania przed przyziemieniem na wysokości około 15 m, tuż przed wypuszczeniem podwozia

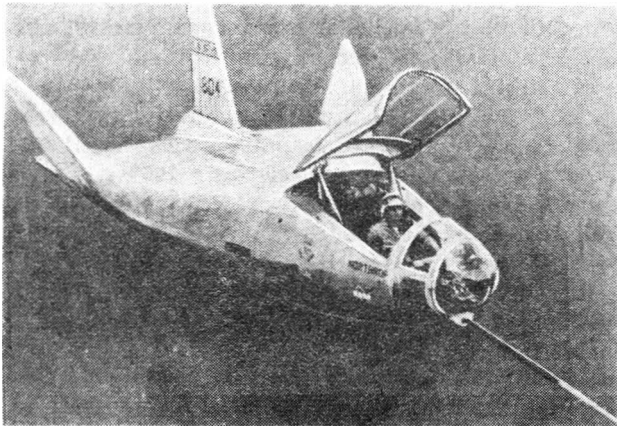
delu tunelowym i bezskrzydłowiec został uznany za zdolny do oblatania. 12 lipca 1966 roku wystartował z bazy lotniczej Edwards w Kalifornii bombowiec B-52 z podwieszonym pod jego prawym skrzydłem pojazdem M2-F2. W kabine M2-F2 siedział za sterami M. U. Thompson, pilot doświadczalny NASA. Po dokładnym sprawdzeniu wszystkich układów M2-F2 na wysokości 14 000 m i po 35 minutach od chwili startu zwolniono pojazd z podwieszenia. Pilot szybko schodził ostrym lotem ślizgowym w kierunku Mojave Desert. Na wysokości 7000 m przeciwiczył on wyrównywanie jak gdyby przed przyziemieniem, po czym oddał ster wysokości od siebie i zaczął ponownie nabierać prędkości przygotowując się do rzeczywistego lądowania. Równocześnie usiłował on wyrównoważyć stery dla wybranego kąta schodzenia z wysokości, gdy nagle statek zaczął gwałtownie przechylać się jak gdyby do beczki i po przekroczeniu 90° przeszedł z lekka na plecy. Dzięki ćwiczeniom wykonywanym na symulatorze samolotowym równoległe z badaniami tunelowymi Thompson natychmiast zorientował się, że znalazł się w warunkach, przy których M2-F2 stał się bardzo czuły na tzw. oscylacje wzbudzone przez pilota. Niezwłocznie wyrównoważył stery i puścił je swobodnie zdając sobie sprawę, że zakłócenia stateczności ustaną samoczynnie, jeśli nie będzie temu przeszkadzał. M2-F2 wrócił do prawidłowego położenia i Thompson schodząc nadal lotem ślizgowym nabierał prędkości. Na wysokości 300 m nad pustynią, przy prędkości lotu około 500 km/godz. i kącie schodzenia 30° rozpoczął wyrównywanie, skończył je na wysokości około 15 m przy prędkości około 350 km/godz., wypuścił podwozie i sprawnie przyziemił. Schodzenie z wysokości 13 700 m

6. Widok M2-F2



do lotniska na pustyni, położonego 900 m nad poziomem morza, trwało 3,5 minuty.

Podobnych zakłóceń w równowadze poprzecznej, jakie przeżył Thompson w czasie pierwszego oblatywania M2-F2 w dniu 12 lipca 1966 r., doświadczyli również na nim dwukrotnie inni piloci doświadczeni, przy czym po raz drugi w dniu 10 maja 1967 r. podczas 16 lotu. Zakłócenie zaczęło się w bardziej krytycznej chwili i pilot B. Peterson musiał zmienić zaplanowaną trasę podchodzenia do lądowania. Ta zmiana spowodowała, że Peterson przeleciał obok śmigłowca, ustawionego w zawisie na wysokości 300 m nad pustynią jako punkt orientacyjny początku wyrównywania przed przetrzymaniem i przyziemieniem, nie widząc tego śmigłowca i dlatego wyrównywał on nad pustynią w rejonie bez znaków szczególnych, które umożliwiłyby mu ocenić dokładnie wysokość podchodzenia, skończył wyrównywanie za nisko, przyziemił M2-F2 brzuchem ze schowanym podwoziem, przy prędkości powyżej 350 km/godz., w następstwie czego przeकोziołkował 6-krotnie. Warto zaznaczyć, że Peterson zламаł tylko prawą rękę i poważnie uszkodził sobie lewe oko. Na podstawie ostatnio przeprowadzonych badań tunelowych opracowano kilka sposobów wyeliminowania zakłóceń stateczności poprzecznej i po naprawie M2-F2 będą przeprowadzone zmiany w jego układzie sterowania.



9. Widok HL-10

Kilka tygodni przed tym wypadkiem Peterson oblatywał HL-10 po raz pierwszy. Doświadczył on tak poważnego „trzepotania” (buffeting), że HL-10 stał się niestateczny poprzecznie i pilot stracił chwilowo panowanie nad sterami. Pomimo tych trudności wylądował on pomyślnie. Przyczyną trzepotania i trudności w sterowaniu było odrywanie się strumienia powietrza od powierzchni stateczników pionowych. Stosunkowo mała zmiana w obrysie tych stateczników wyeliminowała tę wadę i od tej chwili HL-10 lata nadzwyczaj dobrze.

Obecnie NASA i USAF wspólnie patronują programowi badawczemu bezskrzydłowców. Firma Martin Marietta buduje dla USAF bezskrzydłowiec SV-5, ostatnio zaprojektowany na X-24 A. Miał on latać w końcu 1968 r.

Przydatność pojazdów bezskrzydłowych do zadań kosmicznych została już udowodniona i należy przypuszczać, że w przyszłości odegrają one poważną rolę w badaniach Kosmosu, służąc przede wszystkim jako środek transportu między stacjami orbitalnymi a Ziemią. Według C. A. Syvertson: „Aircraft without wings”. Science Journal, December 1968.

opracował Stefan M. Kołodziejński

Urządzenie telewizji pokładowej „Polyscan”

W ubiegłym roku na konferencji brytyjskiego związku zawodowego pilotów transportowych BALPA w Londynie firma Ekco Electronics przedstawiła urządzenie telewizyjne przeznaczone do przekazywania informacji pilotom (system „Polyscan”). Na ekranie niewielkiego telewizora pilot może zobaczyć wiele różnorodnych informacji. Do wybierania informacji służy przełącznik podobny do przełącznika stosowanego w normalnym odbiorniku telewizyjnym.

Informacje uzyskane z różnych przyrządów są przekazywane bezpośrednio do urządzenia oddzielnymi kanałami. Dzięki temu pilot ma możliwość wybierania takich informacji, jakie w danej chwili są mu niezbędne, np. radarowy obraz pogody, radarowa mapa Ziemi, dane z systemu LORAN itp. Kamery umieszczone w zamkniętym obwodzie urządzenia telewizyjnego pozwalają obserwować prawidłowość działania różnych normalnie niewidocznych mechanizmów samolotu, jak np. podwozia podczas kołowania, statecznika poziomego (oblodzenie) itp.

Lampa kineskopowa telewizyjna o przekątnej ekranu 7 cali, zasilana jest prądem zmiennym o napięciu 600 V, znajduje się we wspólnej obudowie z układem odchyłania, synchronizatorem, wzmacniaczem wizji i źródłem zasilania. Fotokomórka pozwala na automatyczną regulację poziomu jaskrawości obrazu w odpowiedzi na zmiany w poziomie natężenia otaczającego oświetlenia.

Ekran zajmuje na tablicy przyrządów pokładowych tyle samo miejsca, co zwykły ekran radarowy. Przewyższa go jednak ilością dostarczanych informacji. Urządzenie umożliwia praktycznie uzyskanie każdej dowolnie wybranej informacji wzrokowej. Przeznaczone jest w pierwszym rzędzie dla samolotu „Concorde”. Po dalszej modernizacji będzie można zastosować je na pokładzie prawie każdego samolotu.

M. Ż.

CZYTELNICY

Wasz udział w konkursie

TECHNIKA LOTNICZA w 25-lecie PRL

przyczyni się do popularyzacji osiągnięć i rozwoju polskiej myśli technicznej w dziedzinie lotnictwa i innych dziedzin z nim związanych. Szczegółowe warunki konkursu podamy w następnym numerze „Techniki Lotniczej i Astro-nautycznej”

Redakcja



1. Turbinowy samolot śmigłowy HP-137 „Jetstream”

Druga część artykułu na temat wystawy lotniczej w Farnborough omawia produkcję i konstrukcję szybkich samolotów służbowych „Jetstream” i DH-125, odrzutowych samolotów szkolno-treningowych i lekkich szturmowych „Jet Provost”, MB-326 i „Galeb”, najciekawszej konstrukcji na wystawie — samolotu pionowego startu „Harrier” oraz przedstawia projekty samolotów opracowywanych obecnie przez angielski przemysł lotniczy.

FARNBOROUGH 1968

CIEKAWSZE SAMOLOTY I PROJEKTY

Produkcja angielskiego przemysłu lotniczego jest w dużym stopniu obliczona na rynek amerykański. Świadczy o tym nie tylko fakt eksportu do USA około 75% samolotów lokalnego transportu BN-2 „Islander” i Short „Skyvan”. Również szybkie samoloty służbowe są budowane w Anglii z myślą o odbiorcy amerykańskim. Specyficzną sytuację, która wytworzyła się w USA z powodu dużych zamówień wojskowych, pierwsza wykorzystała Francja eksportując 150 odrzutowych samolotów służbowych Dassault „Fan Jet Falcon” („Mystere” 20). Potężny przemysł lotniczy USA zatrudniający obecnie 1,45 mln pracowników z trudem może podobać wojskowym zamówieniom lotniczym i kosmicznym. W wyniku tego powstała szansa na dostawy samolotów służbowych i sportowych z Europy *. Wykorzystują ją obecnie Anglia i Francja, a również starają się o to Włochy.

Dobrym tego przykładem jest samolot Handley Page HP-137 „Jetstream”. Został on zaprojektowany według wymagań rynku amerykańskiego. Przed oblotem prototypu już 165 samolotów „Jetstream” było zamówio-

nych, z czego 65 dla USA. „Jetstream” 1 jest 18-miejscowym dolnopłatem służbowym i pasażerskim o prędkości przelotowej 490 km/h, wyposażonym w dwa turbopropowe silniki śmigłowe „Astazou” XIV po 850 KM. Zasięg samolotu z maksymalnym ładunkiem wynosi 386 km, a z maksymalną ilością paliwa 3060 km. Pierwszy prototyp został oblatany 18 sierpnia 1967 r., dwa następne w odstępach kwartalnych. Na wystawie w Farnborough został zademonstrowany w locie pierwszy prototyp, a w hali wystawowej pokazano kadłub z odciętą i osobno ustawioną kabiną załogi. Ponadto wystawiona była makieta nowej odmiany — „Jetstream” 3M. Odmiana ta, wyposażona w silniki amerykańskie Garrett TPE-331-301W po 895 KM, jest budowana na zamówienie lotnictwa wojskowego USA i będzie nosić oznaczenie amerykańskie C-10A. Zamówione jest 11 sztuk tej odmiany, z możliwością zamówienia 300 dalszych. Prototyp odmiany „Jetstream” 3M został oblatany po wystawie w Farnborough, 21 listopada 1968 r. Obecnie w opracowaniu znajduje się nowa wersja samolotu „Jetstream”, która ma mieć kadłub przedłużony o 152 cm w celu zwiększenia liczby pasażerów do 24. Równocześnie ciężar całkowity samolotu wzrośnie z 6125 kG do 6370 kG. Rozpatrywany jest projekt odmiany

* Rzeczywistą przyczyną tego stanu rzeczy jest raczej b. duża chłonność i zróżnicowanie potrzeb amerykańskiego rynku lotniczego. W tej sytuacji każdy udany typ samolotu znajdzie tam zbyt (przyp. redakcji).



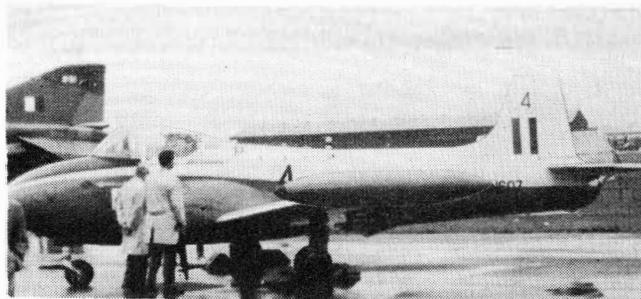
2. Odrzutowy samolot służbowy HS-125

odrzutowej z silnikami w układzie „Caravelle”. W okresie wystawy w Farnborough były gotowe 4 prototypy „Jetstream” i pierwszy egzemplarz seryjny. Wytwórnia do jesieni 1968 otrzymała zamówienia na 176 samolotów. Dostawy rozpoczęto w jesieni 1968 r. W lecie 1969 r. produkcja ma wynosić 10 samolotów na miesiąc, a w jesieni — 15 samolotów. Cena podstawowa samolotu wynosi 160 000 £ (350 000 dol.).

Drugim angielskim szybkim samolotem służbowym jest Hawker Siddeley HS-125. Jest to 8-miejscowy dolnopłanowiec napędzany dwoma silnikami „Viper” 522 po 1525 kG ciągu zabudowanymi na samolocie w układzie „Caravelle”. Samolot ma prędkość przelotową 800—820 km/h, a zasięg z pełnym ładunkiem 2775—3185 km w zależności od wersji. Dostawy HS-125 rozpoczęły się w jesieni 1964 r. W 1965 r. opracowano wersję spełniającą wymagania przepisów amerykańskich. Zamówienia z USA na ten samolot wzrosły po dewaluacji funta szterlinga. Samoloty HS-125 używane są również przez RAF, gdzie pod nazwą „Dominee” T1 służą do treningu nawigacyjnego. W 1968 r. weszła do produkcji wersja HS-125-3R o większym zasięgu i ciężarze całkowitym zwiększonym z 9840 kG do 10 340 kG. W opracowaniu znajduje się nowa odmiana tego samolotu oznaczona HS-125-400, której ciężar całkowity wzrośnie do 10 560 kG. Do wystawy w Farnborough wytwórnia otrzymała zamówienia na 152 samoloty HS-125, z czego ponad 125 już dostarczyła. W 1968 r. produkcja wynosiła 3 samoloty na miesiąc. Cena podstawowa samolotu 270 000 £, w USA 822 500 dol. Koszt wyposażenia 150 000—200 000 dol.

Na wystawie w Farnborough dość licznie były reprezentowane odrzutowe samoloty szkolno-treningowe. Pokazany był angielski BAC-145 „Jet Provost” 5 i jego odmiana BAC-167, włoski Aermacchi MB-326 i jugosłowiański „Galeb” oraz jego odmiana „Jastreb”. Charakterystyczne jest to, że wszystkie te samoloty zaprezentowano w odmianie szturmowo-rozpoznawczej. Jest to wyraźna tendencja w tej klasie maszyn, gdyż również Cessna T-37, Canadair CL-41, SAAB-105 czy L-29 „Delfin” otrzymały wersje szturmowo-rozpoznawcze. Warto zauważyć, że większość samolotów szkolno-treningowych ma miejsca pilotów obok siebie, a nie w tandem.

W 1967 r. rodzina samolotów szkolno-treningowych „Jet Provost” powiększyła się o dwa nowe prototypy: szkolno-treningowy BAC-145 „Jet Provost” 5 i jego wersję szturmowo-rozpoznawczą BAC-167 „Strikemaster”. Oba samoloty mają jednakową konstrukcję płatowca i głównie różnią się zespołem napędowym. BAC-145 ma silnik „Viper” 11 Mk. 202 o ciągu 1134 kG, natomiast BAC-167 silnik „Viper” 20 Mk. 535 o ciągu 1547 kG. Oba mają kabinę ciśnieniową. W 1968 r. rozpoczęto produkcję i dostawy obu wersji, przy czym BAC-145 zarówno jest przerabiany z samolotów „Jet Provost” 4, jak i produkowany. Odbiorcami są RAF i Sudan. Na 67 samolotów BAC-167 złożyły zamówienia Arabia Saudyjska, Jemen, Sudan, Singapoore, Muskat i Oman. BAC-167 ma 8 podskrzydłowych punktów podwieszenia, pozwalających na zabranie 1360 kG ładunku bojowego. Mogą to być: 4 bomby po 220 kG lub 2 po 450 kG, pojemniki zawierające 12—96 pocisków rakietowych, pojemniki z kamerami fotograficznymi itp. W kadłubie zamontowane są dwa karabiny maszynowe. Ciężar całkowity wersji szturmowej wynosi 5215 kG w porównaniu z 3866 kG dla wersji szkolnej. Samolot może być użytkowany z lotnisk trawiastych. Osiągi



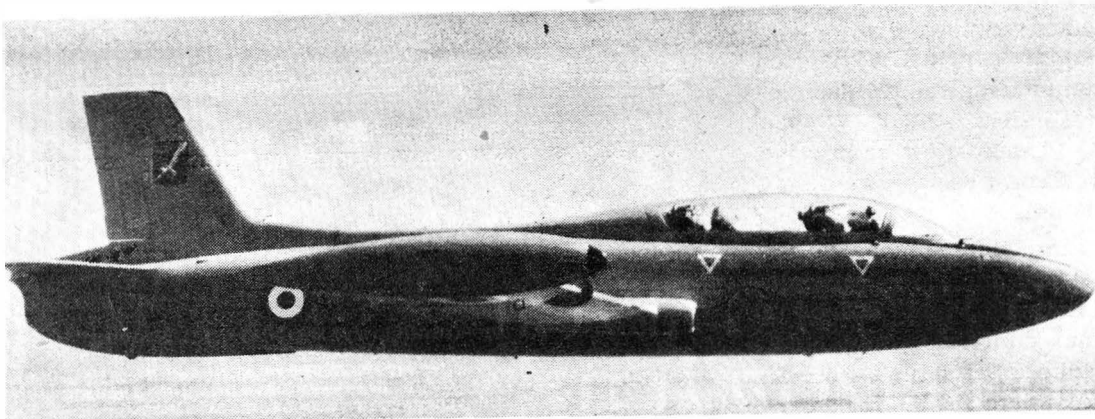
3. Samolot szkolno-treningowy BAC-145 „Jet Provost” 5, którego odmiana szturmowa nosi oznaczenie BAC-167 „Strikemaster”.

Fot. A. Glass

wersji szturmowej, z wyjątkiem startu i lądowania, są lepsze niż dla wersji szkolnej z powodu większego ciągu silnika. Trwałość zmęczenia BAC-145 i BAC-167 jest dość duża, gdyż wynosi 5000 h, co przy typowym dla RAF użytkowaniu przez 400 h rocznie daje okres eksploatacji płatowca 12,5 lat. Do jesieni 1968 r. zbudowano ponad 500 samolotów „Jet Provost”, które wykonały ponad pół miliona godzin lotu.

Włoski samolot Aermacchi MB-326 jest produkowany od 1962 r. w wersji szkolno-treningowej. Zbudowano go ponad 130 sztuk i jest ponadto produkowany z licencji od 1966 r. w Południowej Afryce (234 szt. pod nazwą „Impala”) i od 1968 r. w Australii. W 1967 r. odniósł sukces bijąc wszystkie rekordy międzynarodowe w swej kategorii. W Farnborough została pokazana jego wersja MB-326F. Prototyp wersji szturmowej MB-326G został oblatany w 1967 r., a jej produkcja rozpoczęła się w 1968 r. Jest ona eksportowana do Argentyny pod oznaczeniem MB-326K. Wersja szturmowa wyposażona jest w silnik „Viper” 20 Mk. 540 o ciągu 1547 kG, zamiast silnika „Viper” 11 Mk. 22 o ciągu 1135 kG stosowanego w wersjach szkolnych tego samolotu. Samolot ma ciężar całkowity 4535 kG, zaś jako szkolny 3835 kG. Na 6 punktach podczepienia pod skrzydłami może zabierać 1395 kG ładunku bojowego. Mogą go stanowić: pojemniki z 6 karabinami maszynowymi, 2 bomby po 340 kG, pojemniki zawierające do 72 pocisków rakietowych, pojemniki z czterema kamerami fotograficznymi itp. W Farnborough pokazano wyposażenie bojowe wersji szturmowej MB-326.

Jugosłowiański przemysł lotniczy zademonstrował w Farnborough samolot szkolno-treningowy Soko G2-A „Galeb” i jego jednomiejscową odmianę szturmowo-rozpoznawczą Soko J-1 „Jastreb”. Prototyp „Galeba” powstał w 1961 r., a dostawy rozpoczęły się w 1964 r. Do połowy 1968 r. wyprodukowano ponad 50 samolotów „Galeb”, które łącznie wylatały 20 000 godzin. Prototyp odmiany szturmowo-rozpoznawczej „Jastreb” powstał w 1964 r., a produkcja rozpoczęła się w 1968 r. „Jastreb” różni się od „Galeba” silnikiem. Otrzymał on podobnie jak odmiany szturmowe BAC-167 i MB-326G, silnik o większym ciągu. Jest to „Viper” 531 o ciągu 1415 kG, zamiast silnika „Viper” 11 Mk. 226 o ciągu 1134 kG zastosowanego na „Galebie”. „Jastreb” ponadto może być wyposażony w dwie rakiety startowe po 450 kG ciągu. Wersja J-1 „Jastreb” 1 jest szturmowa, ma w kadłubie 3 karabiny maszynowe 12,7 mm i podwieszane pod skrzydłami bomby i rakiety. Wersja J-2 „Jastreb” 2 jest rozpoznawcza i zabiera trzy kamery filmowe w kadłubie i dwie w pojemnikach podskrzydłowych. Szkolny „Galeb” ma ciężar całkowity 3490 kG,



4. Włoski samolot szkolno-treningowy MB-326, który również ma wersję szturmową

szturmowy „Jastreb” 4540 kg. Cena „Galeba” 62 500 £ (150 000 dol.), „Jastreba” 73 000 £ (175 000 dol.).

Warto dorzucić kilka uwag o silniku stosowanym na wyżej omówionych samolotach. Silniki „Viper”, których wyprodukowano ponad 3000 sztuk, przepracowały na samolotach szkolno-treningowych już pół miliona godzin. Okres międzynaoprawy silników „Viper” używanych na wojskowych samolotach szkolno-treningowych wynosi 4000 h, natomiast na cywilnych HS-125 — 1600 h bez kontroli części pracujących w wysokich temperaturach.

Do najciekawszych konstrukcji demonstrowanych w Farnborough należał szturmowy samolot pionowego

startu Hawker „Harrier”. Jest to pierwszy na świecie produkowany seryjnie samolot tego rodzaju*.

W latach 1966—67 zbudowano 6 sztuk serii informacyjnej „Harrierów”, a pierwszy egzemplarz seryjny został oblatany 28 grudnia 1967 r. Do września 1968 r. zbudowano 6 seryjnych „Harrierów”. Szósty był pokazany w hali wystawowej w Farnborough, a piąty i dwa z serii informacyjnej brały udział w pokazach w locie. Loty „Harrierów” niewątpliwie były największą atrakcją Farnborough. Zademonstrowany był skrócony start, zwrotność przy dużych i małych prędkościach i — gwóźdź programu — pionowe lądowanie i pionowy start. Samolot wytracił prędkość poziomą, przeszedł do zawisu, a następnie powoli opuścił się na ziemię. Zachowywał się wówczas zupełnie jak śmigłowiec. Również efektowny, aczkolwiek bardzo głośny, był jego start. Po pionowym wzniesieniu się w powietrze obrócił się w miejscu i następnie ruszył do przodu przechodząc do normalnego lotu poziomego. RAF zamówił 60 samolotów „Harrier” GR1, czyli w jednomiejscowej wersji szturmowej, oraz 11 „Harrier” T2, czyli w dwumiejscowej wersji treningowej. Pod koniec 1968 r. zamówienie na wersję szturmową zostało powiększone. Rozpoczęcie dostaw samolotów seryjnych przewidziano na początek 1969 r.

Najnowsze dwa samoloty, będące wynikiem współpracy angielsko-francuskiej, BAC-Sud Aviation „Concorde” oraz BAC-Breguet „Jaguar” nie były pokazane w Farnborough. Szturmowy „Jaguar” został oblatany we Francji 8 września 1968 r., czyli na tydzień przed wystawą w Farnborough i dalsze prowadzenie prób było ważniejsze od pokazania go na wystawie. Natomiast oblot „Concorde”, zaplanowany na 28 lutego 1968 r., był parokrotnie odraczany i odbył się dopiero 2 lutego 1969 r. Angielski, czyli drugi prototyp był wytoczony z hangaru w dniu 12 września, lecz jego oblot może się odbyć dopiero po oblocie prototypu francuskiego, ze względu na wzajemne uzależnienie programów prób w locie. Akcentami przypominającymi na wystawie o „Concorde” był duży model samolotu oraz w czasie pokazów przelot, z ogromnym hukiem, bombowca „Vulcan” z umieszczonym pod kadłubem silnikiem „Olympus” 593. („Concorde” będzie miał cztery takie silniki). Silnik ten był również pokazany w hali wystawowej. Dotychczas wykonano 31 silników tego typu. Do września 1968 r. przepracowały one 3700 h w hamowni i 150 h w powietrzu.

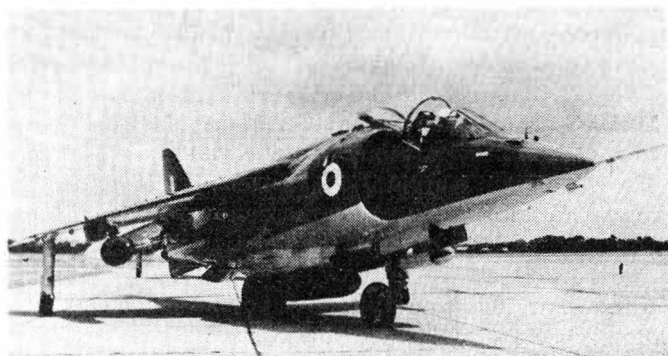
Z okazji wystawy w Farnborough większość wytwórni przedstawiła swoje zamierzenia na przyszłość. Głów-

* Opis samolotu „Harrier” znajduje się w TLiA, nr 2 z 1969 r.



5. Jugosłowiański samolot szkolno-treningowy „Galeb” i jego odmiana szturmowa „Jastreb”

6. Szturmowy samolot pionowego startu „Harrier”



7. Autobus powietrzy A-300
w pierwotnej swej postaci



nym angielskim projektem samolotu wojskowego jest realizowany przez BAC wielozadaniowy samolot bojowy MRCA-75 (Multi-Role-Combat-Aircraft). Ma on mieć ciężar całkowity 14 do 16 ton. Modelu ani rysunków tego samolotu nie pokazano. Wytwórnie BAC opracowują ponadto projekt samolotu skróconego i pionowego startu oraz dwa projekty samolotów transportowych BAC-201 i BAC-311. Projekt samolotu transportowego BAC-201 ma dwa warianty. Pierwszy — z dwoma turbinowymi silnikami śmigłowymi i podwoziem stałym, drugi — z silnikami odrzutowymi i chowanym podwoziem. Projekt samolotu pasażerskiego BAC-311 (nazywany „Three-eleven” czyli 3-11) ma dwa silniki wentylatorowe RB-211 po 19 500 kG ciągu (które w 1970 r. wchodzi do produkcji), ma zabierać 220 pasażerów, a jego zasięg ma wynosić 3200 km. Jest to projekt konkurencyjny do autobusu powietrznego A-300 i jego szanse zależą od niepowodzenia lub powodzenia projektu A-300. Uzyskano zamówienia na 50 samolotów BAC-311 oraz są nadzieje na 200 sztuk. Decyzja o budowie samolotu lub jej zaniechaniu zapadnie na wiosnę 1969 r. Ewentualne dostawy przewidziane są na 1974 r.

Firma Hawker Siddeley jest zaangażowana w angielsko-francusko-niemieckim projekcie autobusu powietrznego A-300, który jest wspólnie realizowany przez wytwórnie Hawker, Sud-Aviation i Deutsche Airbus (subsydiowany przez Messerschmitt-Bölkow). Jest to po „Concorde” najpoważniejsza praca europejskiego przemysłu lotniczego. Pod koniec 1968 r. została podjęta decyzja o realizacji tego projektu w zmodyfikowanej odmianie A-300 B. Konstrukcja jest opracowywana pod kierunkiem Sud-Aviation. Makieta samolotu została zbudowana w Tuluzie. Ponieważ przewozy pasażerskie na liniach krótkodystansowych podwajają się co 5 lat — istnieje konieczność budowania coraz pojemniejszych samolotów. A-300 B jest 189—252-miejscowym (w zależności od zagęszczenia kabiny) dolnopłatowcem. Zgodnie z koncepcją autobusów powietrznych ma kadłub o dużej średnicy (5,5 m) mieszczący obok siebie 8 foteli w szeregu. Poziom hałas w kabine ma być niższy niż obecnie spotykany w samolotach. Samolot jest napędzany przez dwa silniki wentylatorowe Rolls-Royce RB-211 po 21 400 kG ciągu lub Pratt

Whitney JT9D-3 po 20 000 kG, umieszczone pod skrzydłami. Silniki te mają zużycie paliwa o 25% mniejsze od silników współczesnych. A-300 B ma ciężar w locie 125 000 kG, w tym 22 000 kG paliwa. Prędkość przelotowa wynosi 920 km/h, zasięg przy maksymalnym ładunku 27 000 kG wynosi 2200 km, a wymagana długość pasa startowego 2000 m. Bezpośrednie koszty eksploatacji samolotu mają być o 15% mniejsze niż dla samolotów używanych obecnie. Trwałość płatowca ma wynosić 60 000 h. Do jesieni 1968 r. zostało zamówionych 75 samolotów A-300. W związku z przewidywaniem, iż w 1980 r. będzie w użyciu na świecie 1000 autobusów powietrznych, spodziewane są dalsze zamówienia na ten samolot. Dostawy A-300 B mają się rozpocząć w 1973 r.

Wytwórnia Hawker pracuje ponadto nad projektem 55—70-miejscowego samolotu pasażerskiego HS-860 z dwoma silnikami dwuprzepływowymi, zbudowanego z elementów znajdującego się w produkcji turbinowego samolotu śmigłowego HS-748 (i jego wersji wojskowej „Andover”) oraz nad projektem samolotu transportowego skróconego i pionowego startu (z silnikami nośnymi) HS-136.

Wytwórnia Handley Page pracuje nad projektami samolotu służbowego i wojskowego, a wytwórnia Short nad projektem samolotu skróconego i pionowego startu. Bliższych danych o tych samolotach nie opublikowano. Niezależnie od wyżej wymienionych nowych projektów wytwórnie angielskie opracowują nowe wersje i odmiany samolotów znajdujących się w produkcji. Wytwórnia BAC pracuje nad nowymi odmianami samolotu pasażerskiego BAC-111: odmianą BAC-111-475, której dostawy rozpoczną się w 1970 r., oraz odmianą BAC-111-600 na 124—131 osób, która będzie dostarczana w 1971/72 r. Wytwórnia Hawker buduje powiększoną 146—170-miejscową wersję samolotu „Trident” oznaczoną „Trident” 3B. Również rozwijane są samoloty wojskowe znajdujące się w produkcji: myśliwski „Lightning” i szturmowy „Buccaneer”. W Farnborough m. in. zademonstrowano pierwszy seryjny egzemplarz morskiego samolotu patrolowego Hawker HS-801 „Nimrod” MR.1 będącego dalszym rozwinięciem samolotu pasażerskiego „Comet”.

LOTNICZE SILNIKI WANKLA

Ilość lekkich samolotów i śmigłowców napędzanych silnikami o mocy do 500 KM zwiększa się szybko. Tendencje wzrostu można przedstawić na przykładzie Stanów Zjednoczonych, gdzie w roku 1964 zarejestrowanych było 120 000 lekkich samolotów cywilnych (ok. 80% stanu światowego), a produkcja roczna wynosiła prawie 10 000 sztuk. W roku 1967 sprzedano już 13 500 lekkich samolotów, a na rok 1975 przewiduje się osiągnięcie produkcji rzędu 20 000 sztuk. Wzrasta także ilość śmigłowców, chociaż nie przekracza ona 10% ilości samolotów. W roku 1966 wyprodukowano 22 000 tłokowych silników lotniczych o mocy do 400 KM stanowiących napęd prawie 97% wyprodukowanych samolotów lekkich. Przewiduje się przy tym, że wzrost produkcji silników będzie w przybliżeniu proporcjonalny do wzrostu produkcji samolotów. Tak duży rynek usprawiedliwia zainteresowanie wytwórców rozwojem silników małych mocy, nawet bez uwzględnienia potrzeb wojskowych.

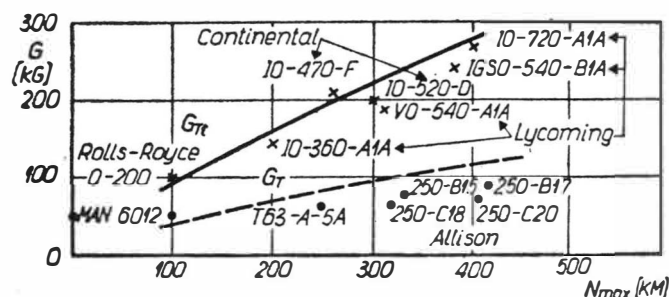
Samoloty lekkie — szkolne, sportowe, turystyczne, służbowe oraz rolnicze latają z prędkościami nie przekraczającymi na ogół 400 km/h, przy tym dla większości z tych zastosowań niezbędny jest krótki start i lądowanie, a także duży zasięg i długotrwałość lotu, powodując konieczność użycia napędu śmigłowego, najsprawniejszego w tych warunkach. Seryjne śmigłowce lekkie mają wyłącznie mechaniczny napęd wirnika. Tak więc wybór rodzaju silnika dla omawianej grupy samolotów i śmigłowców ogranicza się do konwencjonalnych silników tłokowych, silników turbinowych oraz silników Wankla. Ponieważ lotnicze silniki Wankla znajdują się w stadium wczesnego rozwoju, wkraczając w etap prób w locie, interesująca jest ocena szans — z punktu widzenia technicznego — rozpowszechnienia się ich w lotnictwie. Dla dokonania takiej oceny należy porównać własności silników tłokowych, turbinowych i Wankla.

Cechy silników dla lekkich samolotów i śmigłowców

W załączonej tablicy zestawiono najważniejsze cechy konstrukcyjne, użytkowe i ekonomiczne silników lotniczych o mocy do 500 KM. Taką granicę mocy przyjęto nie tylko ze względu na zakres zastosowań, ale także z powodu zmiany jakości niektórych cech po przekroczeniu tej granicy*. Ponadto 500 KM stanowi prawdopodobnie górny przedział obszaru mocy, w którym, na obecnym etapie rozwoju, atrakcyjność silników Wankla jest dla celów lotniczych najwyraźniejsza. Porównanie obejmuje powszechnie stosowane cztero-

suwowe silniki tłokowe, silniki turbinowe oraz silniki Wankla z wtryskiem paliwa turbinowego.

Przy ocenie przewagi jednego silnika nad innymi niektóre z cech muszą być rozważane łącznie. W oczywisty sposób dotyczy to ciężaru jednostkowego oraz jednostkowego zużycia paliwa. W pracy [2] przedstawiono porównanie łącznego ciężaru zespołu napędowego oraz paliwa na cztery godziny lotu dla silników samolotowych — tłokowych i turbinowych. Dla uproszczenia nie uwzględniono przy tym zużycia oleju, ciężaru łoża i osłon silnika oraz ciężaru zbiorników paliwa i oleju. Ciężar zespołu napędowego składa się z ciężaru silnika oraz ciężaru śmigła. Średnie ciężary silników oraz śmigieł wyznaczono metodą statystyczną. Rysunek 1 przed-



1. Ciężar silnika suchego w zależności od mocy startowej. Krzywe przedstawiają średnie ciężary G_{srT} — silników tłokowych i G_{srT} — silników turbinowych. Krzyżakami oznaczono ciężary silników tłokowych z agregatami, a kropkami — silników turbinowych bez agregatów

stawia zależności średnich ciężarów silnika tłokowego i turbinowego w stanie suchym od mocy startowej oraz ciężary rzeczywiste niektórych współczesnych silników. Duża różnica między ciężarami średnimi i rzeczywistymi silników turbinowych tłumaczy się tym, że ciężary silników turbinowych odnoszą się do silników nie wyposażonych w agregaty**. Przy obliczaniu ciężaru paliwa założono, że silnik pracuje z mocą równą 0,75 mocy startowej. Jeśli w dalszym ciągu przyjmie się jednostkowe zużycie paliwa silnika tłokowego równe 200 G/KM h (w warunkach ekonomicznej mocy przelotowej), wówczas można obliczyć dopuszczalne zużycie jednostkowe paliwa dla silnika turbinowego, które nie może być przekroczone, jeśli ciężar turbinowego zespołu napędowego z paliwem ma nie przekraczać ciężaru tłokowego zespołu napędowego z paliwem. Wy-

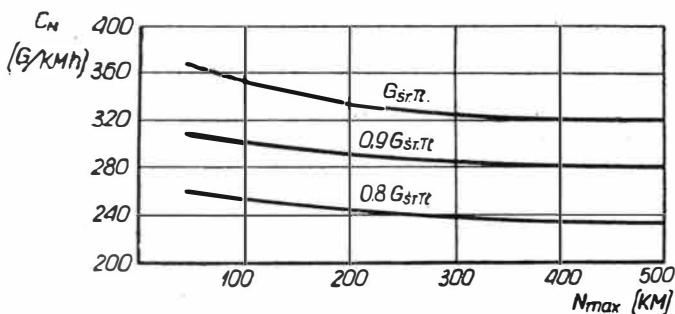
* Nie należy tego brać dosłownie — w rzeczywistości ta „granica” jest dosyć płynna, a zmiana cech następuje w sposób stopniowy (przyp. redakcji).

** Ciężar jednostkowy współczesnych silników turbinowych małej mocy łącznie z osprzętem nie przekracza na ogół 0,25 kg/KM, a dla niektórych wersji silników Allison T63 (250) wynosi ok. 0,20 kg/KM. Natomiast średnim ciężarom silników turbinowych na rys. 1 odpowiada ciężar jednostkowy 0,30 i więcej (przyp. redakcji).

Tablica. Porównanie cech silników lotniczych o mocy do 500 KM

Rodzaj cechy	K	E, K	K	K	E	E	E	E	E	E, K	U, K	U, K	U, K	U, K	U	K	K	U	U	E
ciężar jednostkowy																				
jednostkowe zużycie paliwa																				
jednostkowy przekrój czolowy																				
obrys jednostkowy																				
cena jednostkowa																				
cena jednostkowa objętości oleju																				
cena jednostkowa objętości paliwa																				
koszt remontów																				
koszt obsługi																				
jednostkowe zużycie oleju																				
równomierność pracy																				
przebieg momentu obrotowego																				
spadek mocy ze wzrostem wysokości																				
spadek mocy ze wzrostem temperatury																				
czas przyspieszania																				
łatwość stumienia hałasu																				
łatwość filtrowania powietrza																				
rozruch w niskich temperaturach																				
wielopaliwość																				
trwałość																				
Silnik tłokowy czterosurowy	-	+	-	-	+	-	+	+	+	-	-	+	-	+	+	+	-	-	+	+
Silnik turbinowy	+	-	+	+	-	+	-	-	-	+	+	-	-	-	-	-	+	+	+	+
Silnik Wankla	+	+	+	+	+	+	+	+	+	-	+	+	+	+	+	+	+	+	+	+

Oznaczenia: K — cecha mająca wpływ na konstrukcję samolotu lub śmigłowca
 E — cecha mająca wpływ na ekonomię samolotu lub śmigłowca
 U — cecha mająca wpływ na użytkowanie samolotu lub śmigłowca;
 + zaleta
 - wada



2. Dopuszczalne zużycie jednostkowe paliwa śmigłowego silnika turbinowego przy jednakowym — w porównaniu z silnikiem tłokowym — ciężarze łącznym i zapasie paliwa dla czterech godzin lotu

niki przedstawiono na rys. 2. Trzy krzywe pokazują dopuszczalne jednostkowe zużycie paliwa dla przypadków porównania silnika turbinowego z silnikiem tłokowym, którego ciężar jednostkowy jest równy średniemu ciężarowi jednostkowemu $G_{sr\pi}$ oraz dla ciężarów jednostkowych równych 0,9 i 0,8 ciężaru średniego. Z analizy wykresu wynika, że zmniejszenie ciężaru jednostkowego silnika tłokowego, zbliżone obecnie do wartości 0,9 $G_{sr\pi}$ — dla dobrych silników tłokowych — postawiłoby jeszcze ostrzejsze wymagania odnośnie do dopuszczalnego jednostkowego zużycia paliwa silnika turbinowego, aby mógł on konkurować z silnikiem tłokowym*. Jest też oczywiste, że dla samolotów o dłuższym czasie lotu od przyjętego w analizie silnik turbinowy musiałby mieć jeszcze mniejsze jednostkowe zużycie paliwa**. Przy dokonywaniu oce-

* Jednostkowe zużycie paliwa w warunkach przelotowych (wysokość ok. 4 km, prędkość ok. 300 km/h) obecnie stosowanych silników turbinowych małej mocy wynosi 280–300 G/eKMh (przyp. redakcji).

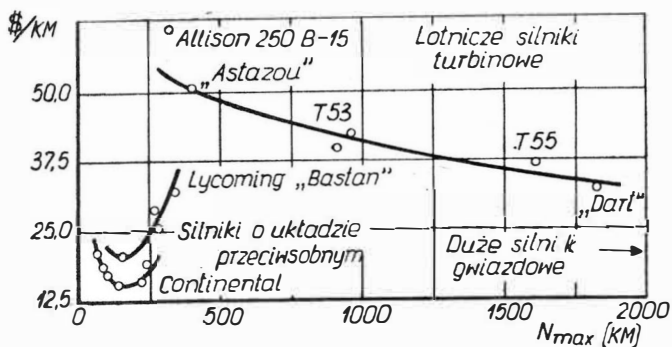
** Należy żałować, że nie przeprowadzono porównania między obu rodzajami silników również dla założonego zasięgu lotu. Wyniki takiego porównania byłyby prawdopodobnie dla silników turbinowych samolotowych bardziej korzystne, ponieważ właściwości tych silników sprzyjają dokonywaniu przelotów z większymi prędkościami (przyp. redakcji).

ny należy brać pod uwagę jednostkowe zużycie paliwa w locie. O ile dla silnika tłokowego jest ono praktycznie niezależne od wysokości i prędkości lotu, to dla silnika turbinowego spada ze wzrostem wysokości i prędkości***.

Jak na tym tle przedstawiają się silniki Wankla? Ocena może tu dotyczyć tylko jednego silnika, znajdującego się obecnie w stadium rozwoju, a więc o osiągnięciach nie stanowiących granicy możliwości dla silników Wankla. Z punktu widzenia ciężaru jednostkowego omawiany silnik jest, wraz z agregatami, o około 35% lżejszy od odpowiedniego średniego silnika tłokowego tej klasy. Gdyby więc udało się osiągnąć jednostkowe zużycie paliwa porównywalne ze zużyciem paliwa silnika tłokowego, przewaga silnika Wankla nad pozostałymi byłaby, z punktu widzenia ciężaru łącznego, znaczna. Problem zużycia paliwa będzie omówiony w dalszej części artykułu.

Ocena cech mających wpływ na ekonomię silników jest znacznie trudniejsza z powodu większej złożoności zagadnień zmienności niektórych parametrów, takich jak np. cena paliw, oraz braku szeregu istotnych informacji. Dlatego bardziej szczegółowo zostaną omówione tylko niektóre z nich. Jedną z najistotniejszych jest cena silnika, którą wygodnie jest porównywać w odniesieniu do jednostki mocy. Rysunek 3 przedstawia ceny jednostkowe najbardziej rozpowszechnionych silników tłokowych o układzie przeciwsobnym (bokser) oraz turbinowych silników samolotowych o różnych mocach startowych. W omawianym zakresie mocy silniki turbinowe są wielokrotnie droższe i to jest jedną z głównych przyczyn, dla których nie znalazły one, mimo swych zalet, powszechnego zastosowania w napędach samolotów lekkich. Zaledwie ok. 3% wyprodukowanych w roku 1967 samolotów lekkich, przy tym były to samoloty z kategorii najdroższych, miało napęd turbinowy. Nieco inaczej przedstawia się sprawa kosztu napędu śmigłowców, ponieważ z powodu 2–3-krotnie wyższej ceny śmigłowców, w stosunku do

*** Rośnie natomiast ze zmniejszaniem obciążenia silnika (przyp. redakcji).



3. Cena jednostkowa (w dolarach) silników tłokowych i turbinowych dla różnych mocy startowych

ceny porównywalnych, z punktu widzenia ilości miejsc i zastosowań, samolotów — udział kosztu silnika jest znacznie mniejszy. Obecnie brak jest danych na temat cen lotniczych silników Wankla, ale można je z dość znacznym prawdopodobieństwem ocenić na zbliżone do ceny silników tłokowych z wtryskiem paliwa — przy jednakowej wielkości produkcji. Natomiast niewątpliwą przewagą nad pozostałymi odmianami silników będzie miał lotniczy silnik Wankla z punktu widzenia kosztów paliwa z przyczyny stosowania taniego paliwa dla silników turbinowych i małego zużycia jednostkowego.

W przeciwieństwie do silnika turbinowego, wymagającego zazwyczaj stosowania bardzo drogiego oleju syntetycznego, silnik Wankla, podobnie jak tłokowy, jest smarowany olejem mineralnym. Przy porównywalnym z silnikiem tłokowym jednostkowym zużyciu oleju koszt oleju będzie taki sam jak dla konwencjonalnego silnika tłokowego.

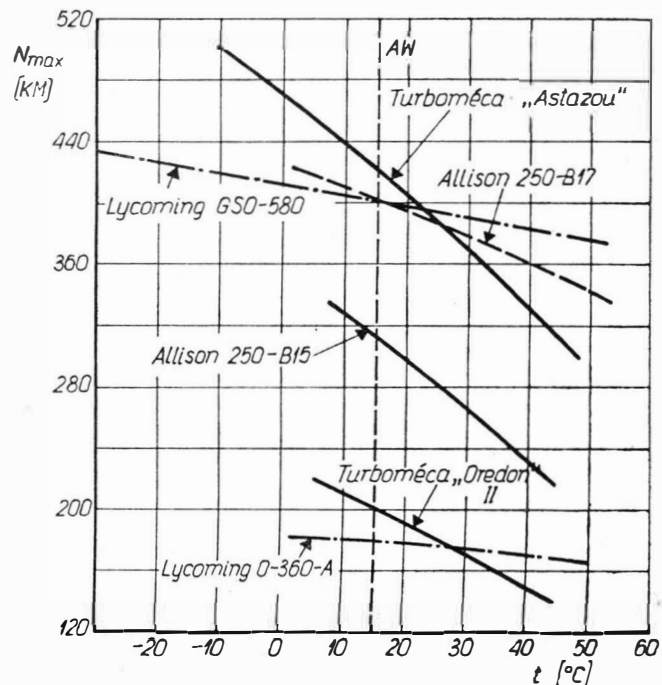
Ze względu na prostotę konstrukcji koszty remontów i obsługi powinny być dla lotniczego silnika Wankla porównywalne z odpowiednimi kosztami dla lotniczych silników tłokowych. Koszty te wiążą się w sposób bezpośredni z trwałością silnika. Okresy pracy między naprawami głównymi sięgają obecnie dla silników tłokowych małych mocy 2000 h, zaś dla silników turbinowych 1500 h. Dotychczasowe wyniki badań silników Wankla wskazują na to, że trwałość uszczelnień, ograniczająca na wcześniejszym etapie rozwoju silnika okres międzynaprawczy, przekracza znacznie 1000 h, zaś trwałość cylindra jest praktycznie nieograniczona. Porównanie silnika Wankla z pozostałymi silnikami lotniczymi z punktu widzenia jednostkowego przekroju czołowego i jednostkowego obrysu stawia go w tym względzie blisko silnika turbinowego. Jeśli się przy tym uwzględni, że silnik turbinowy wymaga stosowania dużych i odpowiednio ukształtowanych kanałów wlotowych, to pod względem łatwości zabudowy, a także ciężaru osłon, silnik Wankla ma nad silnikiem turbinowym wyraźną przewagę.

Na równomierność pracy silnika wpływają dwa czynniki: pulsacja momentu obrotowego oraz niewyrównane siły masowe. Skutkiem tych czynników są drgania silnika przenoszące się za pośrednictwem łoża na resztę konstrukcji. Pulsacja momentu obrotowego dla silnika Wankla jest mniejsza, przy jednakowej ilości cylindrów, niż dla silnika tłokowego, natomiast siły bezwładności silnika Wankla są całkowicie wyrównane. Jednocześnie, dzięki znacznej sztywności korpusów, wału mimośrodowego i stosunkowo niedużym prędkościom obrotowym, nie ma powodów do powstawania drgań wielkiej częstotliwości charakterystycz-

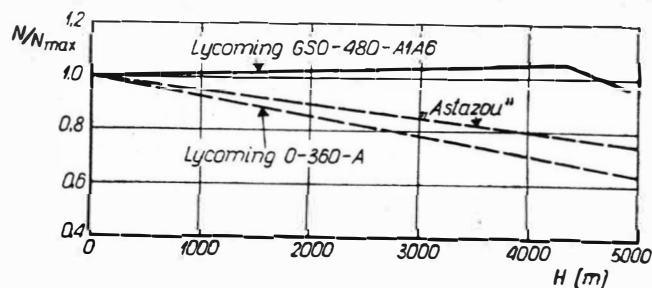
nych dla małych silników turbinowych. Drgania takie mają ujemny wpływ na komfort załogi i pasażerów.

Porównanie silników z punktu widzenia przebiegu momentu obrotowego, to znaczy zmienności momentu w funkcji prędkości obrotowej wału napędowego, przedstawia się następująco: w silniku Wankla, podobnie jak w silniku tłokowym, przebieg momentu jest korzystny z punktu widzenia zastosowania śmigła o stałym skoku oraz regulacji śmigła o skoku nastawnym. Dzięki temu można w lżejszych samolotach, np. szkolnych, stosować lekkie i tanie śmigła stałe (dla 200-konnego silnika ciężar śmigła stałego wynosi 8 kG, nastawnego 30 kG). Odwrotnie przedstawia się sytuacja dla jednowałowego silnika turbinowego, dla którego nieodzowne jest stosowanie śmigła nastawnego. Natomiast silnik turbinowy z oddzielną turbiną napędową ma korzystny przebieg momentu obrotowego dla zastosowań śmigłowcowych [6].

Istotnym czynnikiem, mającym wpływ na wybór wielkości silnika oraz na użytkowanie samolotu lub śmigłowca w klimacie gorącym, jest charakter zmienności mocy w funkcji temperatury i wysokości. Pod tym względem silnik Wankla zachowuje się tak, jak inne



4. Wpływ temperatury otoczenia na moc maksymalną silników tłokowych i turbinowych



5. Spadek mocy ze wzrostem wysokości dla silników tłokowych i silnika turbinowego. Linia ciągła przedstawia zmienność mocy silnika tłokowego ze sprężarką

silniki tłokowe bez sprężarki. Porównanie zmian mocy silników tłokowych i turbinowych przedstawiono na rysunkach 4 i 5*. Podobnie też — do konwencjonalnego silnika tłokowego — należy oceniać łatwość przyspieszania silnika, tłumienia hałasu oraz filtrowania powietrza. Różnice czasu zmiany zakresu mocy (przyspieszenia) silników turbinowych zależą od układu tych silników — silniki jednowałowe, dzięki stałej prędkości obrotowej wału, są w tym przypadku dogodniejsze. Wskutek mniejszej ilości przepływającego czynnika filtry i tłumiki silników tłokowych mogą być znacznie mniejsze, a więc tańsze i lżejsze niż w silnikach turbinowych. Jednocześnie warto zauważyć, że w niektórych zastosowaniach, na przykład dla śmigłowców latających w zapyłonej atmosferze, zastosowanie filtrów jest nieodzowne.

Silnik Wankla z wtryskiem paliwa jest silnikiem wielopaliwowym i z tego punktu widzenia jest dogodny dla zastosowań wojskowych.

Podsumowując powyższe porównanie można stwierdzić, że:

- lotniczy silnik Wankla przewyższa konwencjonalny lotniczy silnik tłokowy w prawie całym zakresie porównywanych cech,
- pod wieloma względami silnik taki dorównuje, pod niektórymi przewyższa lotniczy silnik turbinowy. Po-

* Spadkowi mocy silników turbinowych ze wzrostem temperatury otoczenia i wysokości zapobiega się przewymiarowując silnik i dławiąc jego moc na ziemi w normalnej temperaturze otoczenia. W miarę wzrostu temperatury otoczenia lub wysokości następuje stopniowe otwieranie przepustnicy w układzie zasilania. Przewymiarowanie silnika wpływa nieznacznie na ciężar zespołu napędowego, tym bardziej że reduktor i śmigło są w takim przypadku obliczone na moc zdławioną (przypr. redakcji).

wyższe wnioski dotyczą oczywiście silników o mocach do 500 KM. Ten stan rzeczy spowodował, że w studiach NASA dotyczących przyszłościowych napędów samolotów lekkich [7] silnik Wankla stanowi jedno ze źródeł napędów branych pod szczególną uwagę.

Dokończenie w następnym numerze

Literatura

1. *Bormin von L., Grassman K.*: „Zukunftsaussichten der Kolbenmotoren und Turbotriebwerke für Leichtflugzeuge”, Jahrbuch 1965 der WGLR Wieweg, Braunschweig 1966.
2. *Eisfeld F.*: „Der Kolbenmotor als Antrieb für Leichtflugzeuge und Möglichkeiten seiner Verbesserung”, Jahrbuch 1965 der WGLR Wieweg, Braunschweig 1966.
3. *Löhner K.*: „Gedanken über ein Triebwerk für Schul- und Sportflugzeuge”, DFL Bericht nr 124, Braunschweig 1960.
4. *Jane's all the Worlds Aircraft 1967/68.*
5. *Katalogi Lycoming, Continental, Turbomeca.*
6. *Kordziński W.*: „Kilka uwag na temat turbinowych silników śmigłowcowych”, Technika Lotnicza i Astronautyczna, nr 12 z 1967.
7. „NASA studying advanced engine for general aviation aircraft”, Aviation Week and Space Technology, August 28 1967.
8. *Grassmann K.*: „Entwicklungsstand der Triebwerke für Reise- und Sportflugzeuge sowie Motorsegler”, Flugwelt nr 3 1961.
9. *Bormhard von F. J.*: „Zur Entwicklung luftgekühlter Kreis-kolbenmotor Kleiner Leistung”, MTZ nr 8, 1968.
10. „Fortschritte bei Wankelmotoren”, MTZ nr 6, 1967.
11. „Der Kreiskolbenmotor”, Flugwelt nr 12, 1967.
12. *Keller H.*: „Einluftgekühlter Wankelmotor”, MTZ nr 4, 1965.
13. *Bentle M.*: „Curtiss-Wright's Entwicklungen an Rotationsverbrennungsmotoren”, MTZ nr 6, 1961.
14. „Curtiss-Wright displays rotating engine”, Aviation Week and Space Technology, April 8 1963.
15. *Roepcke F. A.*: „Rotating combustion engine is well suited to aircraft use”, SAE Journal May 1963.
16. *Jones Ch.*: „New rotating combustion powerplant development”, SAE Transactions t. 74 1966.
17. *Jones Ch.*: „The rotating engine — compact lightweight power for aircraft”, SAE Publication 670 194.
18. *Yaffe M. L.*: „Propulsion critical to future of V/STOL”, Aviation Week and Space Technology, June 24 1968.

Mgr inż. MIECZYŚLAW MOKSZYSZCZAK
Mgr inż. ZDZISŁAW STELMASZCZYK

Institut Techniczny Wojsk Lotniczych

621.438.004

621.438.3
Skomplikowana konstrukcja nowoczesnych lotniczych silników turbinowych utrudnia ustalenie ich stanu technicznego i wymaga rozszerzenia zakresu przeglądów przy zastosowaniu doskonalszych środków kontroli i metod analizy uzyskanych informacji. W artykule opisano nowe metody kontroli stanu technicznego silników turbinowych w czasie ich eksploatacji, przede wszystkim metodę oceny stanu technicznego z przebiegu parametrów procesów przejściowych — podano kryteria oceny stanu technicznego umożliwiające automatyzację procesu kontroli i podkreślono konieczność odpowiedniego przystosowania silników do nowych metod kontroli jeszcze w okresie ich konstruowania.

KONTROLA SILNIKÓW TURBINOWYCH W CZASIE ICH EKSPLOATACJI

Kontrola stanu technicznego lotniczych silników turbinowych w procesie ich użytkowania jest podstawowym czynnikiem zapewniającym niezawodną pracę, która eliminuje w maksymalnym stopniu możliwość wypadku lotniczego z powodu uszkodzenia silnika. Skomplikowana konstrukcja nowoczesnych silników lotniczych poważnie utrudnia ustalenie ich stanu technicznego, wymaga znacznego rozszerzenia zakresu prowadzonych przeglądów przy zastosowaniu nowych, bardziej efektywnych środków kontroli i metod analizy otrzymanych informacji, zwiększa w sposób zasadniczy rolę kontroli w zakresie zapewnienia bezpieczeństwa lotów.

Doświadczenia zdobyte w czasie użytkowania nowoczesnych lotniczych silników turbinowych potwierdzają tezę, że konwencjonalne metody kontroli stanu technicznego silników (obecnie jeszcze szeroko stosowane)

polegające przede wszystkim na kontroli wizualnej, realizowanej drogą przeglądów zewnętrznych, są niezbędnym ale nie wystarczającym elementem kontroli. Za pomocą przeglądu zewnętrznego nie zawsze można wykryć takie uszkodzenia, jak pęknięcia zmęczeniowe łopatek turbiny i sprężarki w początkowej fazie ich powstawania, praktycznie nie można wykryć wewnętrznych uszkodzeń silnika i jego agregatów, a także uszkodzeń pojawiających się tylko w czasie pracy silnika w określonych warunkach zewnętrznych, w rezultacie niekorzystnego układu charakterystyk w zasadzie sprawnych urządzeń. Poza tym poważnym niedociągnięciem przeglądów zewnętrznych jest bardzo subiektywna ocena ich wyników. Jakość przeglądów zależy w głównej mierze od kwalifikacji prowadzącego przegląd i od czasu przeznaczanego na jego wykonanie.

Przegląd zewnętrzny, wykonywany w sposób klasyczny, kończy próba silnika prowadzona w oparciu o wskazania kontrolnych przyrządów pokładowych. Ponieważ wskazania przyrządów są niedostatecznie dokładne i w sposób niedostatecznie pełny odzwierciedlają procesy przebiegające w silnikach, dokładne określenie rzeczywistego stanu technicznego silników klasycznym sposobem kontroli, a tym bardziej wykorzystanie wyników kontroli w prognozowaniu uszkodzeń, praktycznie nie jest możliwe.

Zdając sobie sprawę z niedostatków przeglądów wizualnych, w ostatnim czasie zwrócono szczególną uwagę na opracowanie specjalnej aparatury i urządzeń zapewniających szybką i obiektywną ocenę stanu technicznego silników w czasie ich użytkowania.

Nowe metody kontroli

Nowe środki kontroli umożliwiają wykrywanie ukrytych uszkodzeń, takich jak zmęczeniowe pęknięcia materiału, uszkodzenia pokryw ochronnych, uszkodzenia korozyjne itp. w najbardziej odpowiedzialnych i obciążonych elementach silnika. Opracowywane urządzenia zwiększające w sposób zasadniczy jakość przeglądów zewnętrznych opierają się w większości przypadków na różnych metodach defektoskopii. Nowe urządzenia do kontroli łopatek turbin, osłon komór spalania oraz łopatek sprężarek powstały w oparciu o technikę defektoskopii ultradźwiękowej.

Dobre rezultaty uzyskuje się również przy zastosowaniu do kontroli zespołów i części wykonanych z materiałów niemagnetycznych defektoskopów wiroprowodowych. Szeroko stosowane są również metody defektoskopii barwnej.

Defektoskopię izotopową stosuje się do wykrywania uszkodzeń w częściach i zespołach silnika, do których bezpośredni dostęp jest niemożliwy. Urządzenie izotopowe pozwala sprawdzać stan silnika w dowolnym przekroju od sprężarki do turbiny, a więc w miejscach najmniej dostępnych. Umożliwia ono również wykonywanie zdjęć na błonie fotograficznej o wymiarach 1,7 m × 5 m całych wnętrzu silników turbinowych. Np. firma Rolls-Royce przewiduje wykorzystanie defektoskopii izotopowej w procesie kontroli stanu technicznego silnika RB.207.

Obecnie prowadzone są również prace zmierzające do rozszerzenia zakresu kontroli stanu technicznego silników w czasie eksploatacji przez wprowadzenie sygnalizatorów awaryjnych stanów silnika. W ostatnim czasie coraz szersze zastosowanie znajdują następujące typy sygnalizatorów:

- sygnalizator minimalnego ciśnienia oleju,
- sygnalizator pojawienia się opiłków w oleju,
- sygnalizator zwiększonych drgań silnika,
- sygnalizator nadmiernego spadku ciśnienia na filtrze paliwowym.

Przedstawione sygnalizatory mają świetlne lub dźwiękowe wyjścia. Ich podstawową zaletą jest to, że w przypadku właściwie pracującego silnika są wyłączone i nie absorbują uwagi pilota. Sygnalizują początkowe stany powstających uszkodzeń, co umożliwia wczesne wykrycie uszkodzenia na ziemi, a podczas lotu podjęcie decyzji o przerwaniu wykonywania zadania przed wystąpieniem uszkodzenia powodującego katastrofę.

Najbardziej nowoczesną i perspektywiczną metodą kontroli stanu technicznego lotniczych silników turbinowych w procesie użytkowania jest metoda oceny stanu technicznego z przebiegu parametrów procesów przejściowych. Metoda ta znajduje coraz szersze zastosowanie, ponieważ umożliwia w sposób najbardziej pełny ustalenie stanu technicznego silnika turbinowego, bezbłędne i szybkie zlokalizowanie uszkodzenia oraz umożliwia automatyzację procesu kontroli.

Stosując tę metodę kontroli można określić stan techniczny silnika nie tylko w chwili sprawdzania ale również, znając prawidłowość zmian przebiegu parametrów w procesie użytkowania, można określić stany poprzedzające uszkodzenia. Można więc prognozować zmiany stanu technicznego silnika, a tym samym zapobiegać powstawaniu uszkodzeń.

Automatyzacja kontroli stanu technicznego lotniczych silników turbinowych jest najbardziej właściwą drogą zwiększenia bezpieczeństwa lotów i efektywności wykorzystania samolotów. Urządzenia automatycznej kon-

troli dzięki wykonywaniu bardziej „głębokich” sprawdzeń w krótkim czasie oraz dzięki prognozowaniu uszkodzeń umożliwiają podjęcie we właściwym czasie decyzji zapobiegających powstawaniu uszkodzeń silników.

Uwzględniając różnice warunków pracy silników turbinowych w locie od warunków naziemnych, równocześnie z naziemną kontrolą automatyczną celowe jest stosowanie układów rejestracji parametrów silnika w locie. W tym przypadku wyniki rejestracji opracowuje się na ziemi i wykorzystuje w ocenie i prognozowaniu stanu technicznego silnika*.

Kryteria oceny stanu technicznego silników turbinowych umożliwiające automatyzację procesu kontroli

Automatyzować proces kontroli można tylko w przypadku określenia właściwych kryteriów oceny, umożliwiających przez porównanie ze stanem rzeczywistym dokonanie oceny stanu technicznego silnika. Odpowiednio dobrane kryteria oceny stanu technicznego umożliwiają przez porównywanie z aktualnymi parametrami obiektu kontroli uzyskanie odpowiedzi „sprawny” lub „niesprawny” obiekt kontroli (silnik turbinowy).

Kryteria oceny stanu technicznego lotniczych silników turbinowych najczęściej opracowywane są w formie:

- tolerancji wartości parametrów w warunkach ustalonych,
- granicznych wartości parametrów w procesach przejściowych,
- wzorców charakterystyk dynamicznych,
- wzorców stanu trących się części.

Tolerancje wartości parametrów w warunkach ustalonych są szeroko stosowane jako kryteria oceny stanu technicznego silników turbinowych. Mogą to być dopuszczalne wartości średnicy regulowanej dyszy wylotowej, tolerancje wahań prędkości obrotowej wirników w określonych warunkach pracy silnika, spręż, temperatura za turbiną itp.

Graniczne wartości parametrów w procesach przejściowych (np. dopuszczalna wartość prędkości obrotowej i temperatury w procesie przyspieszenia, dopuszczalna wartość wzrostu ciśnienia za turbiną podczas włączenia dopalacza itp.) wykorzystuje się w ocenie jakości pracy układu automatycznej regulacji w procesach przejściowych.

Wzorce charakterystyk dynamicznych znajdują coraz szersze zastosowanie i stanowią bardzo perspektywiczny kierunek rozwoju metod automatyzacji procesu kontroli stanu technicznego silników turbinowych. Kontrola charakterystyk dynamicznych umożliwia uzyskanie najbardziej dokładnych informacji o stanie technicznym silnika, pozwala ujawnić początkowe zmiany, które mogą doprowadzić do uszkodzeń, umożliwia więc stosowanie w procesie użytkowania kontroli prognozującej.

Wzorcami charakterystyk dynamicznych, w zależności od wybranych kryteriów oceny, mogą być wzorce przebiegu parametrów procesów przejściowych, wzorce częstotliwościowego widma drgań, pulsacji lub hałasu. Wzorce stanu trących się części (np. łopatek, kół zębatych itp.) znajdują coraz szersze zastosowanie w prognozowaniu uszkodzeń. Umożliwiają bardzo wczesne rozpoznanie, zanim nastąpi właściwa faza uszkodzeń mechanicznych i podany zostanie sygnał o ich pojawieniu się.

Parametry charakteryzujące stan techniczny silników turbinowych, znajdujące zastosowanie w procesach kontroli automatycznej, można podzielić na następujące podstawowe grupy:

- ciśnienia (paliwa, oleju, powietrza, gazów itp.),
- prędkości obrotowe,
- temperatury (gazów, oleju, paliwa itp.),
- parametry geometryczne (średnica regulowanej dyszy wylotowej, kąt nastawienia łopatek kierownic sprężarki itp.),
- parametry wielowymiarowe (drgania, hałas itp.).

* Patrz artykuł B. Gruchelskiego: „Urządzenia do ciągłego badania stanu turbinowych silników odrzutowych”, TLIA, nr 12 z 1968 r.

Pierwsze cztery grupy parametrów stosowane są coraz częściej w procesach kontroli automatycznej. Uzyskane doświadczenia praktyczne potwierdza celowość stosowania tych kryteriów do oceny stanu technicznego w procesie użytkowania lotniczych silników turbinowych. Prowadzone są również próby stosowania parametrów wielowymiarowych w charakterze kryteriów oceny stanu technicznego silników turbinowych.

Ocena stanu technicznego silników z przebiegu parametrów procesów przejściowych

Istotnym zagadnieniem mającym decydujący wpływ na jakość i efektywność oceny stanu technicznego silników z przebiegu parametrów procesów przejściowych jest właściwy dobór parametrów kontrolnych. W nowoczesnym lotniczym silniku turbinowym stan każdego układu (podzespołu) charakteryzuje duża liczba parametrów. Kontrola wszystkich parametrów w procesie użytkowania silnika jest niecelowa. W związku z tym należy drogą doboru ograniczyć do niezbędnego minimum ilość kontrolnych parametrów i sprawdzać wyłącznie parametry podstawowe, najpełniej charakteryzujące stan techniczny silnika.

Proces doboru parametrów, umożliwiających kompleksową ocenę stanu technicznego określonego typu silnika turbinowego powinien przebiegać z uwzględnieniem:

- analizy możliwych na danym typie silnika uszkodzeń (kontrolowane parametry powinny umożliwić wykrycie i lokalizację ew. uszkodzeń pojawiających się w procesie użytkowania oraz sygnalizować zmiany stanu technicznego mogące być przyczyną uszkodzeń),
- konstrukcyjnej specyfiki przyszłego obiektu kontroli (konstrukcja silnika powinna zapewnić możliwość pomiaru kontrolowanych parametrów),
- doświadczeń zdobytych w okresie próbnej eksploatacji obiektu kontroli oraz doświadczeń z prób prototypu (kontrolowane parametry i ich przebiegi powinny mieć normy eksploatacyjne, a urządzenia kontrolne możliwość pomiaru parametrów kontrolnych w procesie użytkowania silnika).

Zależność między stanem technicznym silnika a przebiegiem parametrów procesu przejściowego może być określona teoretycznie na drodze analizy procesów fizycznych zachodzących w silniku podczas jego pracy lub doświadczalnie. W tym ostatnim przypadku określenie zależności między postacią przebiegu parametrów a stanem silnika może być dokonane dwójako: różnego rodzaju uszkodzenia mogą być wywoływane sztucznie lub też spośród użytkowanych silników wybiera się egzemplarze reprezentatywne dla różnych stanów. W rezultacie analizy przebiegów parametrów uzyskuje się szczegółową informację o związku między postacią przebiegów parametrów kontrolnych a stanem technicznym silnika turbinowego.

Charakter związku między postacią przebiegu a stanem technicznym można przedstawić posługując się dowolnym parametrem kontrolnym. Rozpatrzmy dla przykładu przebieg $p_w = p_w(\tau)$, gdzie p_w — ciśnienie paliwa przed wtryskiwaczami w kolektorze dodatkowym,

τ — czas,

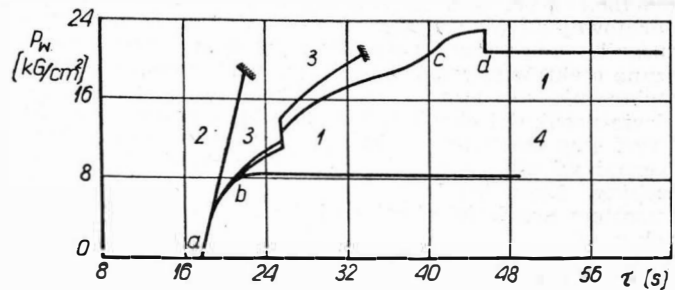
oraz przebieg $n = n(\tau)$,

n — prędkość obrotowa wirnika

analizując ich postać w procesie rozruchu nowoczesnego silnika odrzutowego.

Automatyczny rozruch silnika ma przebieg właściwy, świadczący o właściwej regulacji i dobrym stanie technicznym agregatów i układów automatycznego działania, jeśli w procesie rozruchu postać przebiegów parametrów kontrolnych nie odbiega od przebiegów wzorcowych.

Wzorcowy przebieg czasowy $p_w = p_w(\tau)$ — przedstawiony na rys. 1 krzywą 1 — charakteryzuje się intensywnym wzrostem ciśnienia paliwa przed wtryskiwaczami w kolektorze dodatkowym p_w , rozpoczynającym się z chwilą wyłączenia zaworu zlewu paliwa, po upływie $17 \pm 0,5$ s od początku procesu rozruchu. Intensywność przebiegu $p_w = p_w(\tau)$ zależy przede wszystkim od nacisku sprężyny regulacyjnej na membranę automatu rozruchu, od ciśnienia powietrza za sprężarką, od śred-



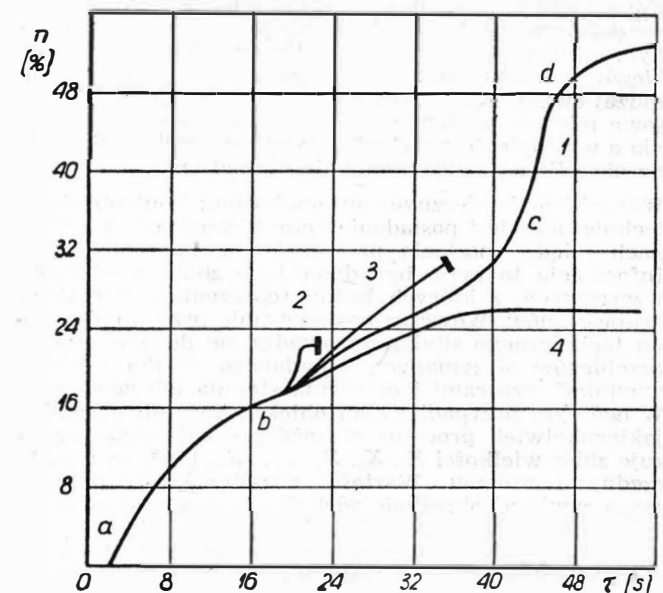
1

nicy dyszy upustu powietrza z komory membranowej automatu rozruchu oraz od przepustowości dławika sprzężenia zwrotnego pompy — regulatora. Przebieg ciśnienia paliwa w kolektorze dodatkowym $p_w = p_w(\tau)$ ma charakter najbardziej intensywny w pierwszej fazie rozruchu do $n = 19 \pm 1\%$ (odcinek a—b na krzywej 1). Na tym etapie rozruchu przebieg $p_w = p_w(\tau)$ kształtowany jest w zasadzie tylko zmianą wydatku pompy. Ciśnienie paliwa p_w w punkcie b określa stan napięcia wstępnego sprężyny automatu rozruchu i powinno znajdować się w granicach $p_w = 8 \pm 0,5$ kG/cm². Poczynając od prędkości obrotowej $n = 19 \pm 1\%$ rozpoczyna się drugi etap rozruchu (odcinek b—c na krzywej 1). Przebieg $p_w = p_w(\tau)$ na tym odcinku zależy od przebiegu ciśnienia za sprężarką i średnicy dyszy upustu powietrza. Po upływie 25,6 s od początku procesu rozruchu, w chwili zadziałania zaworu dodatkowego zasilania, następuje skokowy wzrost ciśnienia paliwa o 1,5—2 kG/cm². Z chwilą osiągnięcia $n = 48 \pm 2\%$ ciśnienie paliwa skokowo zmniejsza się o 2—3 kG/cm² w rezultacie wyłączenia zaworu dodatkowego zasilania (punkt a na krzywej 1). Ciśnienie paliwa w kolektorze dodatkowym osiąga wartość odpowiadającą biegowi jałowemu.

Wzorcowy przebieg $n = n(\tau)$ w procesie rozruchu silnika przedstawia krzywa 1 na rys. 2. Pierwszy etap rozruchu silnika odbywa się wyłącznie za pomocą rozrusznika, który włącza się po upływie $1,9 \pm 0,25$ s od chwili naciśnięcia włącznika „rozruch”. Przebieg $n = n(\tau)$ na pierwszym etapie rozruchu (odcinek a—b, rys. 2, krzywa 1) charakteryzuje stan techniczny rozrusznika. Początkowy intensywny wzrost prędkości obrotowej w miarę zmniejszania się nadmiaru mocy rozrusznika staje się coraz bardziej łagodny, jednakże w 17 sekundzie rozruchu prędkość obrotowa powinna znaleźć się w zakresie $16—18\%$.

Drugi etap rozruchu rozpoczyna się po upływie 18 sekund od początku procesu rozruchu. Na tym etapie

2



(odcinek $b-c$, rys. 2, krzywa 1) przyrost prędkości obrotowej wirnika osiąga się dzięki współpracy rozrusznika z turbiną silnika, która w tym czasie rozpoczyna efektywną współpracę z rozrusznikiem. Z chwilą wyłączenia rozrusznika, co następuje w chwili osiągnięcia prędkości obrotowej $n=31-34\%$, rozpoczyna się trzeci etap rozruchu, na którym przyrost energii kinetycznej wirnika uzyskuje się wyłącznie dzięki pracy turbiny. Etap ten charakteryzuje się intensywnym wzrostem prędkości obrotowej (rys. 2, krzywa 1, odcinek $c-d$).

Proces rozruchu silnika nie powinien trwać dłużej niż 60 sekund. Ustalona prędkość obrotowa na biegu jałowym nie powinna wychodzić poza zakres tolerancji $\pm 2\%$; silnik powinien pracować równomiernie, bez pulsacji prędkości obrotowej i ciśnienia paliwa.

Opisane wzorce przebiegów $p_w = p_w(\tau)$ i $n = n(\tau)$ zawierają określoną ilość informacji o stanie technicznym silnika, charakteryzują jakościowo i ilościowo w określonym zakresie proces rozruchu silnika sprawnego. Wszelkie odchylenia parametrów w procesie rozruchu od przebiegów wzorcowych i tolerancji WT świadczą o określonym uszkodzeniu lub rozregulowaniu silnika. Jeśli np. rozruchowi silnika towarzyszy zbyt intensywny wzrost ciśnienia paliwa przed wtryskiwaczami (przebieg $p_w = p_w(\tau)$ ma charakter przedstawiony krzywą 2 na rys. 1), powodując niestateczną pracę sprężarki, zahamowanie wzrostu prędkości obrotowej (krzywa 2 na rys. 2) oraz wyrzucanie płomienia poza dyszę wylotową silnika, to taka postać przebiegu świadczy o zacięciu się lub złej regulacji automatu rozruchu. Podczas drugiego etapu rozruchu — przebieg $p_w = p_w(\tau)$ przedstawiony na rys. 1 krzywą 3 — może wystąpić w wyniku niewłaściwego doboru dyszy upustu powietrza z komory membranowej automatu rozruchu lub w przypadku jej zanieczyszczenia. W wyniku nadmiernych chwilowych wydatków paliwa, przy prędkościach obrotowych bliskich $n = 32\%$, następuje silny wzrost temperatury gazów, a praca silnika staje się niestateczna.

Zahamowanie wzrostu prędkości obrotowej wirnika w procesie rozruchu silnika może być również spowodowane wypadnięciem dyszki upustu powietrza, pęknięciem membrany lub przewodu doprowadzającego powietrza z za sprężarki do automatu, ewentualnie niewłaściwą regulacją regulatora wydatku paliwa automatu rozruchu. W tym przypadku przebieg ciśnienia paliwa ma charakter przedstawiony na rys. 1 krzywą 4. Jeśli zahamowania wzrostu prędkości obrotowej występują przy $n = 25-27\%$ (rys. 2, krzywa 4) wskutek wyczerpania się chwilowych nadmiarów paliwa, to przyczyną tego w większości przypadków jest pęknięcie membrany regulatora wydatku paliwa automatu rozruchu. Wówczas ciśnienie paliwa w kolektorze dodatkowym p_w ustala się w granicach $8 \pm 0,5$ kG/cm².

Z przytoczonych w charakterze przykładu kilku przebiegów parametrów procesu rozruchu silnika turbino-owego wynika, że każdej postaci przebiegu można przyporządkować określoną informację o stanie technicznym silnika. Analizując początkowe odchylenia przebiegów parametrów od wzorców można prognozować rodzaj ewentualnych uszkodzeń. Znając zależności czasowe między pojawiającym się symptomem uszkodzenia a wystąpieniem uszkodzenia w rzeczywistości można określić czas pojawienia się uszkodzenia.

Warunkiem koniecznym automatycznej kontroli stanu technicznego jest posiadanie pełnej informacji o związkach między postacią przebiegów a stanem silnika. Informacja ta może być dana jako zbiór przebiegów wzorcowych, z których każdy reprezentuje określoną grupę stanów. Wówczas postępowanie przy ocenie stanu technicznego silnika sprowadza się do porównania przebiegów otrzymanych z badanego silnika z odpowiednimi wzorcami i ocenienia stopnia ich zgodności. W ogólnym przypadku stan obiektu kontroli (przebieg jakiegokolwiek procesu) w każdej chwili charakteryzuje zbiór wielkości $X_1, X_2, X_3, \dots, X_n$, które są współrzędnymi procesu. Wartości współrzędnych procesu mogą zawierać określone odchyłki w stosunku do wartości nominalnych $X_{10}, X_{20}, X_{30}, \dots, X_{n0}$, które przy pewnych wartościach mogą doprowadzić do tego, że obiekt kontroli stanie się niesprawny. Sprawnym tech-

nicznie uważany jest obiekt, współrzędne którego w danej chwili spełniają następujące warunki:

$$\begin{aligned} X_{10}(1 - \alpha_1) &\leq X_1 \leq X_{10}(1 + \beta_1) \\ X_{20}(1 - \alpha_2) &\leq X_2 \leq X_{20}(1 + \beta_2) \\ X_{n0}(1 - \alpha_n) &\leq X_n \leq X_{n0}(1 + \beta_n) \end{aligned}$$

gdzie: α_i oraz β_i — zadane dopuszczalne odchylenie wartości X_i ($i = 1, 2, 3, \dots, n$).

Kontrola automatyczna stanu technicznego silnika turbino-owego sprowadza się więc do określenia chwilowych uchybów wybranych parametrów kontrolnych $X_1, X_2, X_3, \dots, X_n$ zawierających informację o stanie silnika. Jeżeli odchyłki od chwilowych wartości nominalnych $X_{10}, X_{20}, X_{30}, \dots, X_{n0}$ przekroczą dopuszczalne wartości, wówczas urządzenie kontrolne sygnalizuje „niesprawny”.

Ocena stanu technicznego silnika za pomocą analizy metalicznych zanieczyszczeń w oleju

Metody umożliwiające wczesne wykrywanie potencjalnych uszkodzeń trących się powierzchni części silnika turbino-owego (np. łożysk, kół zębatych i innych) zanim wystąpi właściwa faza uszkodzenia znajdują coraz szersze zastosowanie w praktyce.

Jedną z metod, która, wydaje się, znajdzie szerokie zastosowanie, jest metoda polegająca na systematycznym sprawdzaniu zawartości metalicznych zanieczyszczeń w oleju, które pojawiają się w wyniku naturalnego zużycia lub uszkodzenia trących się powierzchni. Zanieczyszczenia te ze względu na małe ich rozmiary nie są zatrzymywane w filtrach i nie są widoczne. W celu ich wykrycia i określenia ilościowej zawartości należy wykonać specjalną analizę oleju. Pojawienie się zaczątków uszkodzeń na trących się powierzchniach charakteryzuje się zwiększoną ilością oddzielających się cząsteczek metalu oraz zwiększeniem ich rozmiarów. Jednakże we wczesnym stadium rozwoju uszkodzenia rozmiary oddzielających się cząsteczek nie różnią się wyraźnie od rozmiarów cząsteczek naturalnego zużycia.

Z tego powodu we wczesnym stadium rozwoju uszkodzeń trących się powierzchni części silnika zwykłymi sposobami nie udaje się wykryć (np. wizualnym przeglądem filtrów oleju, za pomocą filtrów-sygnalizatorów itp.).

Późniejszy rozwój uszkodzenia charakteryzuje się wzrostem ilości cząsteczek oraz ich rozmiarów. Wówczas na filtrujących elementach, jeszcze przed zniszczeniem części, można zauważyć pojawienie się osadu metalicznych bardzo drobnych opiłków.

Wczesne wykrywanie potencjalnych uszkodzeń trących się części silnika możliwe jest drogą analizy zawartości metali w oleju. Analizę należy prowadzić metodą spektralną. Metoda spektralna pozwala z wystarczającą dokładnością, w ciągu kilku minut, określić ilościową zawartość nawet dziesięciu i więcej pierwiastków wchodzących w skład zanieczyszczeń oleju. Rezultaty analizy porównuje się z wzorcami ilościowej zawartości w oleju poszczególnych pierwiastków. Wzorce ilościowe ustala się doświadczalnie na całym okresie eksploatacji silników, w zależności od warunków klimatycznych użytkowania.

Jeśli zawartość metali w oleju przewyższa wzorcowe dane, świadczy to o powstaniu uszkodzenia w silniku, natomiast skład chemiczny wskazuje na konkretną uszkodzoną część lub grupę części. Wówczas należy ustalić stopień niebezpieczeństwa spowodowanego powstającym uszkodzeniem, ustalić pozostały bezpieczny okres pracy i podjąć decyzję odnośnie możliwości dalszego użytkowania.

★

Stosowanie w pełnym zakresie nowoczesnych metod oceny stanu technicznego lotniczych silników turbino-owych możliwe jest jedynie w przypadku odpowiedniego konstrukcyjnego ich przygotowania.

Silniki konstruowane bez uwzględnienia rozwoju nowych metod kontroli stanu technicznego bardzo utrudniają, a często wprost uniemożliwiają wdrażanie tych metod w czasie użytkowania.

Projektowanie nowoczesnego silnika turbinowego powinno przebiegać jednocześnie z opracowaniem określonych metod jego kontroli w czasie użytkowania, ażeby już podczas projektowania przewidzieć dostęp do określonych miejsc silnika, miejsca zabudowy czujników oraz wyprowadzenia od obiektu kontroli na zewnątrz samolotu.

W czasie konstruowania silnika należy w sposób ostateczny sprecyzować metodę kontroli jego stanu technicznego, dokonać szczegółowej analizy silnika jako obiektu kontroli, ustalić minimalną niezbędną liczbę parametrów (kryteriów oceny) pozwalających nie tylko określić stan techniczny silnika, ale również przewidywać uszkodzenia.

W czasie prób prototypu należy opracować nie tylko tolerancje wartości parametrów w warunkach ustalonych oraz graniczne wartości parametrów w procesach przejściowych, ale również opracować szczegółowe wzorce charakterystyk dynamicznych, wyznaczając ich

przebiegi nominalne i graniczne. W czasie trwania prób prototypu należy również określić zależności czasowe między pojawiającym się symptomem uszkodzenia a występującym uszkodzeniem w rzeczywistości, przy porządkując każdej postaci przebiegu parametrów określoną informację o stanie technicznym silnika.

W wyniku otrzymujemy pełną informację o związkach między postacią przebiegów parametrów a stanem technicznym silnika, umożliwiającą automatyzację procesu kontroli.

Konstrukcja silnika powinna również umożliwiać stosowanie innych metod kontroli, np. stosowanie udoskonalonej rentgenografii, a więc wprowadzenie do wnętrza silnika nadajnika izotopowego i wykonanie zdjęcia rentgenograficznego części, do których bezpośredni dostęp jest niemożliwy. Należy przy tym również opracować wzorce rentgenograficznych zdjęć charakteryzujących nie uszkodzoną nową konstrukcję.

ZDZISŁAW PYTLEWSKI

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych

656.71:551.575

Artykuł podaje ogólną klasyfikację mgieł i warunki ich powstawania, przedstawia sposoby zapobiegania tworzeniu się mgieł, sposoby polepszania widzialności we mgłach oraz możliwości zwalczania mgieł metodami mechanicznymi, chemicznymi i cieplnymi.

NIEBEZPIECZEŃSTWO TWORZENIA SIĘ MGIEŁ NA LOTNISKACH I ICH ZWALCZANIE

Tworzenie się mgieł na lotniskach i sposoby zapobiegania temu, sposoby polepszania widzialności

Mgły stanowią produkt kondensacji pary wodnej, tworząc jednolity obłok od powierzchni lotniska na znacznej wysokości, nieraz do 2000 m. Widzialność zostaje zmniejszona we wszystkich kierunkach, co paraliżuje komunikację lotniczą.

Mgły występują przeważnie wewnątrz mas powietrza oraz na linii frontów ciepłego i chłodnego.

Warunki tworzenia się mgieł są różne, ogólnie klasyfikacja mgieł określana jest z parametrów pochodzenia:

- mgły z wypromieniowania ciepła (radiacyjne) tworzą się przy silnym ochłodzeniu nawierzchni lotniska i przylegającej warstwy powietrza,
- mgły napływowe (adwekcyjne) powstają przez ochładzanie się wilgotnego powietrza, przemieszczającego się nad chłodniejszym podłożem,
- mgły przemysłowe powstające w wyniku obecności olbrzymiej ilości jąder kondensacji.

Mgły przemysłowe tworzą się przy niepełnym nawet wysyceniu, jeżeli w powietrzu występują specjalne katalizatory zwane jądrami kondensacji. Jądrami kondensacji są drobne pyły (drobiny stałe mineralne, organiczne, przemysłowe) o specjalnych właściwościach adsorbowania wilgoci atmosferycznej przy nasyceniu mniejszym niż 100%. Szczególnie wyróżniają się pyły przemysłowe — cząstki dymu, gazów chemicznych, soli itp. w pobliżu miast i ośrodków przemysłowych. Jądrami kondensacji mogą być również drobne cząsteczki lub kropelki soli z wodą o średnicy 10^{-5} – 10^{-6} cm zrywane przez wiatr z grzbietów fal morskich (oceanicznych), które są przenoszone na dalekie odległości w głąb lądu.

Częstotliwość występowania mgły w Polsce jest róż-

na, zmienia się orientacyjnie w ten sposób, że maksimum przypada w listopadzie, o 50% spada w styczniu, lutym, marcu i wrześniu, a w pozostałych miesiącach zmniejsza się o 80–90% w stosunku do listopadowego maksimum.

Przy gęstej mgłach widzialność wynosi od 0–50 m do 200–500 m, przy umiarkowanej od 500 do 1000 m, przy stałej 1000 do 2000 m i więcej.

Metody zapobiegania tworzeniu się mgieł i powiększenia widzialności sprowadzają się przeważnie do wytrącania jąder kondensacji przez walkę z zapyleniem powietrza przez przemysł (elektrofiltry) oraz stosowania środków chemicznych w celu wytrącenia jąder kondensacji, np. suchego CO_2 .

Znajomość klimatu danego rejonu przy projektowaniu pozwala lokalizować lotniska w terenie suchym, dobrze odwodnionym, w większej odległości od miast i ośrodków przemysłowych, gdzie występowanie mgły jest minimalne.

Ograniczenie występowania mgieł można też osiągnąć przez dobre odwodnienie drogi startowej i nawierzchni trawiastej. Na niektórych lotniskach stosowane są urządzenia do podgrzewania nawierzchni elektrycznie lub parą wysokiego ciśnienia. Powoduje to turbulencję, konwekcyjny wiatr oraz unoszenie się mgły do góry z wytrąceniem kropelek wody.

Dla zwiększenia bezpieczeństwa lądowania we mgłach i trudnych warunkach atmosferycznych wiele lotnisk wyposaża się w błyskowe ksenonowe lampy lądowania w celu wskazania pilotowi kursu lądowania i kierunku podejścia.

Lampy wysyłające dwa błyski na sekundę zainstalowane są na długości od 900 m w odstępach co 30 m. Błysk toczy się wzdłuż drogi startowej, ponieważ załpiony poszczególnych lamp nie występują jednocześnie

nie, lecz są odpowiednio przesunięte w czasie. Lampy sterowane są elektronicznie. Lampy błyskowe stosowane są dodatkowo oprócz normalnego oświetlenia lotniska.

Możliwości zwalczania mgieł metodami mechanicznymi, chemicznymi i cieplnymi

Metody mechaniczne zwalczania mgieł stosowane są od niedawna. Używane są w tym celu termowentylatory, wentylatory, urządzenia wytwarzające ultradźwięki i silniki odrzutowe. Połączone działanie mechaniczne kilku urządzeń wytwarza sztuczną turbulencję powietrza, powstaje ciepły potok (wiatr), co przyczynia się do wytrącania jąder kondensacji oraz kropel wody, przy czym mgła unosi się do góry.

Do podgrzewania olbrzymiej masy powietrza nad drogą startową potrzebne jest zgromadzenie znacznej energii, co technicznie i ekonomicznie nie zawsze jest możliwe, w związku z tym coraz częściej stosowane są wentylatory wielkiej mocy do wytwarzania sztucznego wiatru.

Metodę podgrzewania mgły nad lotniskiem stosowano już od roku 1948 na wielu lotniskach wojskowych W. Brytanii. Metoda ta okazała się bardzo nieekonomiczna i niebezpieczna, wobec czego została zaniechana.

Doświadczenia i eksperymenty przeprowadzone w okresie późniejszym doprowadziły do ustalenia ogólnej zasady, że ciepłe mgły należy podgrzewać, a chłodne schładzać.

W Paryżu uzyskano dobre wyniki stosując rozpylenie dla ciepłych mgieł benzyny i dla chłodnych — ciepłego propanu. Szczególnie dobre efekty uzyskano dla propanu. Butle z ciekłym propanem rozmieszczono wzdłuż drogi startowej, przy czym propan był rozpylany pod wysokim ciśnieniem. Mieszanie się rozpylonego gazu z mgłą powodowało powstawanie drobnych kryształków lodu, spadającego na ziemię w postaci szronu. Widzialność na lotnisku oceniana przed rozpyleniem propanu na 50 do 100 m zwiększyła się do 800—1000 m na okres kilku godzin. Wadą tej metody jest możliwość stosowania jej tylko przy temperaturach poniżej zera. Towarzystwo United Airlines dla zabezpieczenia ruchu lotniczego w dalekich portach północnego obszaru USA, gdzie występują przechłodzone mgły, stosowało mialko zmielony twardy dwutlenek węgla rozpylany z helikopterów i samolotów oraz jodek srebra, spalany w generatorze acetonowym.

Doświadczenia wykazały, że przy temperaturze od 0 do -4°C mgłę można rozrzedzić dowolnie, przy czym na rezultat operacji poważnie wpływa wiatr.

Skuteczność działania rozpylonej benzyny, propanu czy dwutlenku węgla zależy od objętości obłoku mgły, który należy zwalczać nad obszarem lotniska.

Dla drogi startowej o długości ok. 3000 m, szerokości ok. 100 m dla uzyskania widzialności do wysokości 50 m objętość ta wyniesie 15 000 000 m³, czyli 19 395 ton. Do zwalczania ciepłych mgieł przez podgrzewanie stosowana jest para wodna pod wysokim ciśnieniem lub gorąca woda (z solą).

Literatura

1. Szczeciński C.: „Meteorologia na usługach lotnictwa”, Wydawnictwa Komunikacyjne, Warszawa 1952.
2. ICAO 5th Air Navig. Conf. Montreal 1967 Work Paper, Agenda Ytem 5, nr 4.
3. Wojskowy Przegląd Lotniczy, grudzień 1955.
4. Pytlewski Z.: „Kryteria techniczne dla kondensacji pary atmosferycznej na nawierzchni lotniskowej”, Prace ITWL, marzec 1961.

W artykule omówiono wpływ jednostajnego pochylenia drogi startowej na długość startu samolotów odrzutowych podkreślając przy tym zależność tego wpływu od typu samolotu i zwracając uwagę na niewłaściwość określenia poprawek na długość drogi startowej w zależności od jej średniego pochylenia.

WPLYW STAŁEGO POCHYLENIA NIWELETY DROGI STARTOWEJ NA DŁUGOŚĆ STARTU SAMOLOTÓW ODRZUTOWYCH

Pochylenie niwelety drogi startowej jest jednym z zasadniczych czynników wpływających na długość startu poszczególnych typów samolotów o napędzie śmigłowym i odrzutowym.

Wiadomo, że na drodze startowej z pochyleniem podłużnym przeciwnym do kierunku ruchu długość startu danego typu samolotu jest większa, a na drodze startowej z pochyleniem zgodnym z kierunkiem ruchu — mniejsza od długości startu tego typu samolotu na poziomej drodze startowej przy stałym ciężarze startowym oraz nie zmienionych warunkach nawierzchni i warunkach otoczenia.

Przy określaniu długości drogi startowej w trakcie opracowywania jej projektu oblicza się w oparciu o charakterystykę ruchową tzw. „samolotu obliczeniowego” lub ustala się przy użyciu specjalnych nomogramów sporządzonych przez wytwórnictwo samolotu, podstawową długość drogi startowej. Samolotem obliczeniowym dla projektowanej drogi startowej jest taki samolot spośród samolotów mających z niej korzyść, którego długość startu jest największa.

Podstawowa długość drogi startowej jest długością konieczną do wykonania lub bezpiecznego przerwania startu samolotu obliczeniowego w ściśle określonych warunkach, którym powinna odpowiadać droga startowa i ośrodek, w którym odbywa się ruch samolotu, a więc powietrze. Warunki te są następujące, odnośnie do drogi startowej:

- pozioma niweleta,
- równa nawierzchnia o odpowiednim współczynniku przyczepności opon kół podwozia i odnośnie do powietrza:
- ciśnienie 760 mm Hg,
- temperatura 15 $^{\circ}\text{C}$,
- zerowa prędkość wiatru.

Rzeczywistą długość drogi startowej otrzymuje się wg obowiązujących w kraju i za granicą przepisów, przez pomnożenie długości podstawowej przez współczynniki

Tablica. Wpływ jednostajnego pochylenia niwelety drogi startowej na zmianę jej długości w zależności od typu samolotów odrzutowych

Typ samolotu	Ciśnienie-wysokość [m]	Krytyczna temp. * [°C]	Maks. ciężar samolotu [kG]	Długość drogi startowej poziomej [m]	Zmiana długości drogi startowej przy pochyleniu niwelety						
					-1,5%	-1%	-0,5%	0,5%	1%	1,5%	
„Caravelle” VI R	0	37	49 500	2500							
	150	32	49 500	2500	-7,4	-5,0	-2,7	3,5	7,0	11,6	
Boeing 720-022	0	37	95 700	3170	-7,4	-5,0	-2,7	3,5	7,0	11,6	
	1501	37	94 000	3170	-11,4	-7,8	-4,0	4,5	9,7	14,9	
DC-8-21	0	37	125 200	2820	-11,4	-7,8	-4,0	4,6	9,7	15,0	
	150	37	125 200	2920	-7,8	-5,5	-2,9	3,1	6,2	9,4	
DC-8-53	0	27	139 700	3430	-7,9	-5,6	-3,0	3,2	6,4	9,7	
	150	27	137 000	3460	-7,9	-5,6	-3,0	3,3	7,4	12,1	
Boeing 707-300-B	0	21	145 100	3500	-8,0	-5,6	-3,0	3,3	7,5	12,2	
	150	16	146 000	3530	-9,4	-6,6	-3,4	3,6	7,4	12,0	
					-9,4	-6,6	-3,4	3,6	7,4	12,1	

*Temperatura, przy której długość drogi startowej jest maksymalna

uwzględniające skrajne miejscowe warunki drogi startowej i otoczenia od warunków przyjmowanych przy określeniu długości podstawowej.

Zalecenia i normy techniczne projektowania lotnisk podają dokładne wartości tych współczynników, z wyjątkiem współczynnika poprawkowego na pochylenie podłużne drogi startowej.

W stosunku do wartości tego ostatniego i związanej z nim ściśle definicji pochylenia podłużnego drogi startowej istnieją w przepisach szeregu krajów znaczne rozbieżności.

Np. we Francji stosuje się zwiększenie o 3,5% podstawowej długości drogi startowej przy średnim pochyleniu niwelety nie przekraczającym 1% oraz o 5 p'—1,5%, w przypadku gdy pochylenie p niwelety drogi startowej jest większe od 1%. Średnie pochylenie niwelety określane jest ilorazem maksymalnej różnicy rzędnych niwelety i długości drogi startowej.

W praktyce projektowania dróg startowych w USA podstawową długość drogi startowej zwiększa się z uwagi na pochylenie niwelety o 20% dla samolotów śmigłowych oraz o 10% dla samolotów odrzutowych na każdy procent średniego pochylenia niwelety, przy czym średnie pochylenie określa się stosunkiem różnicy rzędnych końców drogi startowej do jej długości.

Według obowiązujących u nas przepisów wielkość tego zwiększenia wynosi 10% na każdy procent średniego pochylenia niwelety niezależnie od typu samolotu, a pochylenie to oblicza się ze stosunku maksymalnej różnicy rzędnych niwelety drogi do jej długości.

W Wielkiej Brytanii zwiększenie podstawowej długości drogi startowej wynosi 4 do 5% na każde 0,5% średniego pochylenia niwelety wyznaczonego jako iloraz maksymalnej różnicy rzędnych niwelety i długości drogi startowej.

Uzależnianie rzeczywistej długości drogi startowej od średniego pochylenia niwelety określanego czy to stosunkiem różnicy rzędnych jej końców, czy maksymalnej różnicy rzędnych do długości drogi, jak wykazały wyniki doświadczeń, jest niewłaściwe.

Przy jednej i tej samej wartości średniego pochylenia niweleta może mieć jednostajne pochylenie, jej kształt może być wypukły lub wklęsły, albo wreszcie poszczególne jej odcinki mogą mieć różne kształty i pochylenia.

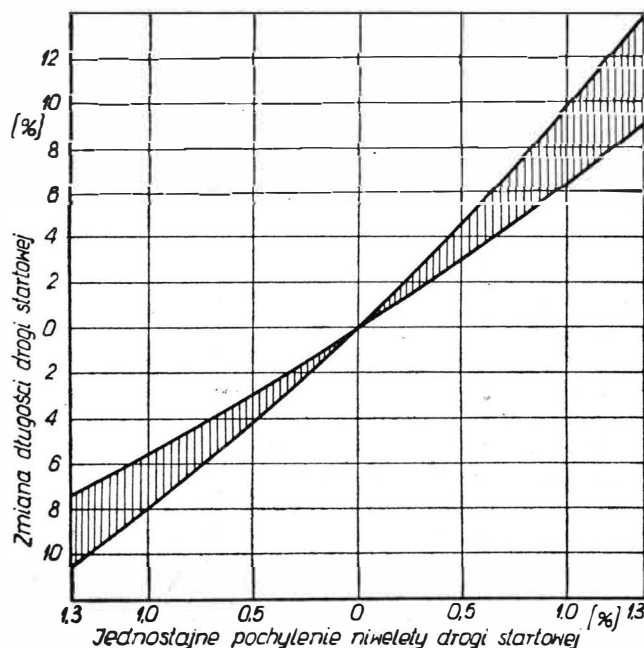
Obserwacje przebiegu startów samolotów śmigłowych i odrzutowych wykazały, że wpływ jednostajnego pochylenia niwelety na długość startu różni się od wpły-

wu niejednostajnego pochylenia, którego średnia wartość równa jest wartości pochylenia jednostajnego, dlatego też przy określaniu poprawek długości rzeczywistej drogi startowej należy odróżniać te dwa rodzaje pochyień.

Szereg doświadczeń i analiz matematycznych przebiegu startu samolotów odrzutowych „Caravelle” VI R, Boeing 707-320, DC-8-53, Boeing 707-300 B wykonanych za granicą wykazały, że w przypadku jednostajnego pochylenia niwelety drogi startowej zwiększenie rzeczywistej długości drogi startowej, w stosunku do podstawowej, jest w przybliżeniu proporcjonalne do podłużnego pochylenia, ściślej jednak rzecz biorąc, zmiana długości drogi startowej zależy od typu samolotu* oraz od temperatury i ciśnienia otoczenia.

Maksymalne konieczne wydłużenie rzeczywistej drogi startowej w przypadku startu pod wzniesienie przy temperaturze otoczenia około 30 °C i ciśnieniu powie-

* Wpływ pochylenia drogi startowej na długość startu zależy m.in. od obciążenia ciągu samolotu, tj. od stosunku ciężaru startowego do ciągu (w zależności od obciążenia ciągu zmienia się udział składowej ciężaru samolotu działającej wzdłuż linii ciągu), a także od obciążenia powierzchni nośnej (przyp. redakcji).



trza 760 mm Hg równe jest około 10‰ na każdy 1‰ pochylenia jednostajnego.

Maksymalne możliwe zmniejszenie podstawowej długości drogi przy starcie ze wzniesieniem, w tych samych warunkach otoczenia, wynosi około 0,8 wydłużenia drogi startowej przy starcie pod wzniesienie.

Tablica podaje liczbowe wartości zmian rzeczywistej długości drogi startowej w zależności od pochylenia niwelety dla różnych warunków otoczenia i maksymalnego dopuszczalnego ciężaru startowego pięciu wymienionych typów samolotów odrzutowych.

Rysunek przedstawia zakres zmian rzeczywistej długości drogi startowej dla pięciu zbadanych samolotów. Z danych tablicy wynika, że dla zmian wysokości-ciśnienia w granicach 0—150 m n.p.m., tzn. warunków, z jakimi można się spotkać w kraju, parametr ten wpływa prawie niedostrzegalnie na zmianę poprawki długości drogi startowej z uwagi na pochylenie niwelety. Dalej, że wartości liczbowe wydłużenia drogi startowej są różne dla poszczególnych typów samolotów i wahają się na jeden stopień jednostajnego przeciwnego pochylenia niwelety od 6,2‰ w przypadku sa-

molotu DC-8-21 do 9,7‰ w przypadku samolotu Boeing 720-022. Podobnie jest ze zmniejszeniem podstawowej długości drogi startowej w przypadku zgodnego jednostajnego pochylenia niwelety — zmniejszenie to wynosi od 5,0‰ dla „Caravelle” do 7,8‰ dla Boeinga 720-022.

Z powyższych uwag wyciągnąć można dwa następujące wnioski:

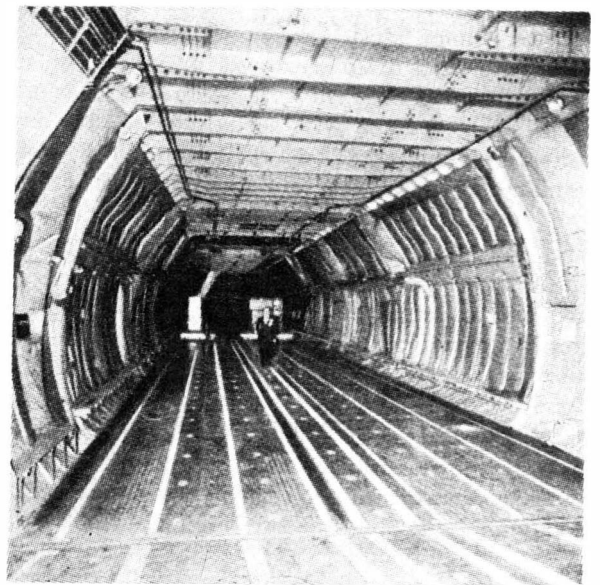
- Uzależnienie poprawki długości drogi startowej z uwagi na pochylenie od jego średniej wartości jest błędne, gdyż w zupełnie odmienny sposób wpływa na zmianę długości startu jednostajne pochylenie niwelety niż niejednostajne, a określenie średniego pochylenia nie różnicuje tych dwóch typów pochylenia.

- Wielkość koniecznego wydłużenia lub możliwego skrócenia drogi startowej o stałym pochyleniu podłużnym zależy od typu samolotu obliczeniowego, wobec powyższego niesłuszne jest określenie w przepisach państwowych stałej wartości współczynnika zwiększenia długości podstawowej drogi startowej ważnej dla wszystkich typów samolotów.

Dr BRONISŁAW DOSTATNI

658.8:629.13.003

RYNEK LOTNICZY I POTRZEBA JEGO BADANIA



Wnętrze współczesnego samolotu, to niemal hala sportowa. Taka pojemność musi mieć zapewnioną podaż ładunków i pasażerów

Problemy ogólne

W miarę wzrostu zdolności przewozowej transportu lotniczego oraz jego konkurencyjności w odniesieniu do innych środków przewozowych powstała potrzeba prowadzenia stałych badań rynkowych. Poszczególne organizacje międzynarodowe, przedsiębiorstwa lotnicze oraz wytwórnie sprzętu prowadzą intensywne badania nad przyszłym modelem przewozów lotniczych. Pojęcie przyszłego modelu ma charakter elastyczny, dlatego też badania muszą mieć charakter ciągły. Dziś mamy pełny obraz lotnictwa transportowego w

1980 r., dlatego już trzeba rozpocząć badania z kolejnym wyprzedzeniem przynajmniej do roku 1990.

Problemy współczesnego lotnictwa nie mogą podlegać jednolitym metodom badawczym, zróżnicowanie ekonomiczne wyznacza bowiem określonym obszarom terytorialnym różne funkcje w zakresie zastoso-

wania transportu. O ile rozwój rynku lotniczego ma określony kształt w krajach o wysokim dochodzie przypadającym na jednego mieszkańca, to bardziej skomplikowany jest ten proces w krajach zacofanych, w których potrzeby przewozowe są całkiem odmiennie.

Teoretycy badający problemy techniczno-ekonomiczne

Tabela 1. Rozwój rynku lotniczego w latach 1951—1965 w relacjach międzynarodowych (wg podziału kontynentalnego)

Czynniki rozwoju	Lata	Przedsiębiorstwa ICAO	Kontynenty — strefy lotnicze													
			Ameryka Płn.		Europa		Ameryka Płd.		Środkowy i Daleki Wschód		Oceania		Afryka		Bliski Wschód	
			km	%	km	%	km	%	km	%	km	%	km	%	km	%
Liczba wylatanych km [mln]	1951	489	188	38,5	211	43,3	24	4,8	24	4,8	15	3,0	16	3,2	11	2,2
	1965	1654	599	36,2	707	43,4	65	3,7	92	5,5	53	3,2	81	4,7	57	3,3
Przyrost [%]	1965/1951	339	318	—	335	—	270	—	383	—	353	—	506	—	518	—
	1951	18711	8307	40,4	7541	40,3	838	4,5	862	4,6	561	3,0	345	1,9	257	1,3
Liczba oferowanych pasażerokilometrów [mln]	1965	160502	56959	35,5	71339	44,6	5524	3,4	9646	6,0	5105	3,0	7000	4,4	4929	3,1
	1951	848	689	—	950	—	659	—	1130	—	909	—	2029	—	1330	—
Przyrost [%]	1965/1951	848	689	—	950	—	659	—	1130	—	909	—	2029	—	1330	—
	1951	11087	4751	43,1	4667	42,2	469	4,2	450	3,9	395	3,4	205	2,0	150	1,3
Liczba wykorzystanych pasażerokilometrów [mln]	1965	89117	32597	36,4	39395	44,4	3028	3,5	5089	5,6	2894	3,3	3511	3,9	2603	2,9
	1951	809	679	—	838	—	646	—	1131	—	733	—	1712	—	1736	—
Przyrost [%]	1965/1951	809	679	—	838	—	646	—	1131	—	733	—	1712	—	1736	—
	1951	58,8	58,4	—	62,2	—	55,9	—	52,3	—	70,5	—	59,4	—	58,4	—
Wykorzystanie powierzchni handlowej [%]	1965	56,2	57,2	—	54,9	—	54,5	—	52,3	—	69,5	—	58,5	—	57,7	—
	1951	302	132	44,0	124	41,2	9	2,8	16	5,2	13	4,2	4	1,3	4	1,3
Przewieziony ładunek towarowy [mln tonokilometrów]	1965	2861	1155	39,5	1179	40,8	105	3,9	148	5,2	86	2,9	116	4,0	72	3,6
	1951	1014	875	—	950	—	1166	—	925	—	661	—	2900	—	1800	—
Ilość przewiezionej poczty [mln tonokilometrów]	1965	667	386	57,9	185	27,7	9	1,3	33	4,9	32	4,9	17	2,7	5	0,6
	1951	109	42	38,6	49	44,7	2	1,9	3	2,8	10	9,2	2	1,9	1	0,9
Przyrost [%]	1965/1951	512	919	—	377	—	450	—	1100	—	320	—	850	—	500	—
	1951	109	42	38,6	49	44,7	2	1,9	3	2,8	10	9,2	2	1,9	1	0,9

trzeciego świata stoją dziś przed dylematem, czy transport lotniczy może wpłynąć na aktywizację gospodarczą niektórych krajów Afryki i Azji. Jeśli tak, to gdzie znajduje się granica opłacalności zastosowania samolotu, szczególnie transportowego.

Wprowadzenie transportu lotniczego w dowolnym obszarze globu ziemskiego powinno być poprzedzone gruntowną analizą rynku. Stałe zwiększanie się ruchu pasażerskiego, a także wzrost obrotów towarowych powoduje stopniowe przeobrażanie przestrzenne rynków. Generalnie rzecz ujmując, transport lotniczy i jego rynki należy podporządkować prawom ekonomicznym obrotów międzynarodowych.

Badania rynku lotniczego nie mogą więc mieć charakteru statycznego, lecz dynamiczny, i muszą wyprzedzać rozwój techniki lotniczej. Uwzględnić przy tym należy, że rynek lotniczy powinien być podporządkowany nie tylko czynnikom ekonomicznym, poważny bowiem wpływ mają nań również czynniki pozaekonomiczne.

O istnieniu rynku lotniczego można dopiero mówić wtedy, gdy lotnictwo transportowe spełnia określone zadania gospodarcze i społeczne. Jakkolwiek zadania te są podobne w wielu częściach świata, to jednak kształtują się one różnie w zależności od politycznych i ekonomicznych układów przestrzennych. Rynek lotniczy z reguły nie ma jednolitego charakteru w określonej strefie. Aktywność kierunków obsługiwanych w poszczególnych strefach jest bardzo różnorodna i zależy od różnorodnych czynników. Warunkiem decydującym o rozwoju rynku lotniczego są jednak czynniki ekonomiczne, od których zależy zastosowanie takiego czy innego sprzętu lotniczego, przy założeniu określonej częstotliwości ruchu i wielkości wykonywanej pracy. Kształtowanie się rynku lotniczego podporządkowane jest również stosunkom ludnościowym, podziałowi dochodu narodowego pomiędzy poszczególne grupy społeczne itp. Kształtowanie rynku lotniczego zależy, podobnie jak w każdej innej sytuacji rynkowej, od podaży i popytu. W warunkach funkcjonowania rynku bezkonkurencyjnego, jak to ma miejsce w przewozach krajowych, tam gdzie nie ma rywalizujących przedsiębiorstw, podaż zdolności przewozowej jest zbieżna z popytem, a ich współzależność konfrontowana na bieżąco ze skalą potrzeb wewnętrznych.

W tablicy 1 oraz na rysunku przedstawiono rozwój przewozów lotniczych na poszczególnych kontynentach w latach 1951—1965. Ilustracja obejmuje układ rynków cząstkowych zgodnych z podziałem regionalnym globu ziemskiego. Całość skonfrontowano na tle ludności i jej sytuacji materialnej. Wnioski z powyższej ilustracji są bardzo proste i nie wymagają komentarzy. Panującymi obszarami są Ameryka Północna i Europa, podstawowe usługi na pozostałych obszarach realizowane są również przez przedsiębiorstwa lotnicze wspomnianych dwóch obszarów.

Rynek lotniczy w zasadzie ma charakter ustabilizowany, a jego rozwój będzie przebiegał wg dotychczasowych kryteriów. W dalszym ciągu pozostaną białe plamy w krajach słabo rozwiniętych, a intensyfikacja przewozów nastąpi w krajach rozwiniętych.

Na rozwój rynku lotniczego generalnie wpływa funkcja czasu, co zresztą łączy się z systematyczną pogonią za zwiększeniem prędkości handlowej. Tak więc wraz z czynnikami polityczno-ekonomicznymi funkcja czasu odgrywa zdecydowaną rolę w przewozach pasażerskich. O rozwoju rynków lotniczych decydują przede wszystkim usługi międzynarodowe, które w zakresie

wykonywanej pracy są znacznie większe od krajowych. Przewozy międzynarodowe w stosunku do przewozów globalnych wykazują większą tendencję rozwojową, co świadczy o roli lotnictwa transportowego jako czynnika wzajemnych powiązań państw i kontynentów, odpowiadającego aktualnemu zapotrzebowaniu społeczno-ekonomicznemu oraz wzrastającej wzajemnej wymianie handlowej.

W transporcie lotniczym istnieją odmienne prawidłowości w kształtowaniu się rynku aniżeli to ma miejsce np. w transporcie morskim czy kolejowym. W transporcie morskim rynki frachtowe związane są z różnymi obszarami, rodzajami obrotu handlowego i ładunków oraz zasięgami transportu, toteż struktura popytu i podaży na poszczególnych rynkach może być zupełnie odmienna. Armatorzy dysponują zazwyczaj pewnymi rezerwami przewozowymi w postaci tzw. floty uwiązanej. Każdy z oferujących usługi przewozowe może zarówno na krótką, jak i na dłuższą metę, określać ich ilość i zmieniać ją odpowiednio do istniejącej stawki frachtowej. Podaż usług może być natychmiast zwiększona, jeśli maksymalnie zwiększy się prędkość statku, skróci czas odprawy statku np. przez specjalne wynagrodzenia robotników portowych. Można również zwiększyć zdolność przewozową przez zwiększenie załogi, remonty w ruchu itp.

W transporcie lotniczym istnieją zupełnie odmienne i bardziej rygorystyczne prawa kształtowania rynku. Przede wszystkim bardziej wyspecjalizowana jest masa towarowa podlegająca przewozom, a także ściśle wyznaczone są źródła jej pochodzenia. Podstawowa masa towarowa wywodzi się z dużych miast, a najwyżej z określonej strefy podmiejskiej. Podobnie przedstawia się sytuacja z ładunkami towarowymi. Rynki lotnicze podporządkować również należy określonemu rodzajowi eksploatowanego sprzętu. Do tego zagadnienia powrócimy w drugiej części artykułu. Chodzi tu głównie o zakres odległości z podziałem na strefy zasięgu. Według tych kryteriów układa się opłacalność eksploatacji oraz zdolność przewozowa.

Schematycznie czynniki kształtujące rynek lotniczy uszeregować można by według następującego porządku:

A. Popyt na usługi lotnicze

1. Wielkość rynku pasażerskiego oraz jego struktura:
 - a) wielkość ośrodków demograficznych oraz koncentracja ludności miejskiej,
 - b) wielkość dochodu na głowę ludności oraz struktura wydatków,
 - c) poziom oraz kierunki specjalizacji przemysłu.
2. Struktura geopolityczna strefy:
 - a) średnie odległości przewozów w relacji międzynarodowej,
 - b) istnienie połączeń konkurencyjnych, szczególnie innych gałęzi transportu,
 - c) stosunek kosztów przewozowych w lotnictwie w porównaniu do kosztów w innych rodzajach transportu,
 - d) stosunki społeczno-polityczne i gospodarcze wewnątrz danej strefy.
3. Wielkość rynku towarowego:
 - a) specjalizacja produkcyjna danego obszaru podlegającego badaniom,
 - b) wielkość masy towarowej w imporcie i eksporcie opłacalnej dla przewozów lotniczych.

Tablica 2. Poziom regularnych przewozów lotniczych (ICAO) w roku 1967 wg podziału geograficznego globu ziemskiego na tle ludności i dochodu

Obszar geograficzny	Przewozy w mln tonokilometrów						Ludność		Szacunkowy dochód na mieszkańca w Europie=1
	międzynarodowe		krajowe		razem		ilość	%	
	ilość	%	ilość	%	ilość	%			
Europa	6 438	46,6	756	4,0	7 194	22,0	447	18,5	1,0
Ameryka Płn.	4 530	32,8	16 342	86,3	20 872	63,6	292	12,1	1,8
Ameryka Płd.	546	4,2	480	2,6	1 026	3,2	165	6,7	0,3
Daleki Wschód	991	6,4	631	3,6	1 622	4,7	1 087	45,3	0,2
Oceania	422	3,1	446	2,4	868	2,8	18	0,7	2,0
Afryka	592	4,2	154	0,8	746	2,3	310	12,9	0,3
Bliski Wschód	383	2,8	59	0,3	442	1,4	91	3,8	0,4
Razem ICAO	13 902	100,0	18 869	100,0	32 771	100,0	2 410	100,0	
W tym: w wybranych krajach — potęgach lotniczych									
Wielka Brytania	1 561	11,1	191	1,0	1 572	5,3	54,9	2,3	1,4
Francja	1 077	7,7	140	0,7	1 217	3,7	49,4	2,0	1,3
Stany Zjednoczone	3 739	26,7	15 504	81,5	19 243	58,3	196,8	8,2	2,5
Japonia	478	3,4	304	1,6	782	2,4	98,8	4,1	1,0
Australia	348	2,4	386	2,0	734	2,2	11,5	0,4	1,8
Holandia	651	4,1	3	—	654	2,0	12,4	0,5	1,4

U w a g a: ludność przyjęto w roku 1965 bez Związku Radzieckiego i Chińskiej Republiki Ludowej.

B. Podaż usług lotniczych

- Średni tonaż handlowy będący w użytkowaniu przedsiębiorstwa lotniczego lub przedsiębiorstw.
- Wydajność handlowa parku lotniczego w określonej jednostce czasu.
- Planowany przyrost sprzętu w badanym okresie czasu.
- Ubytek sprzętu w wyniku eksploatacji oraz uszkodzeń.
- Średnie izowektory planowanych usług lotniczych.
- Stopień przygotowania infrastruktury.

Przegląd kolejnych czynników warunkujących kształt i rozwój rynku lotniczego w kontekście sytuacji ekonomicznej współczesnego świata potwierdza jego olbrzymie zróżnicowanie. W każdym przekroju działalności usługowej transportu lotniczego Europa i Ameryka Północna mają łącznie ponad 80% udziału. Mimo przemian, jakie zaistniały na pozostałych kontynentach w

piętnastolecie 1951—1965 w stosunku do poziomu światowego, przemiany te są w dalszym ciągu niewystarczające.

W tablicy 2 przedstawiono poziom regularnych przewozów lotniczych krajów członkowskich ICAO w 1967 r. na tle ilościowego stanu ludności i szacunkowego dochodu ludności. Z treści tablicy wynika, że rozbieżności w poziomie przewozów są większe aniżeli w dochodzie narodowym. Należy stąd wyciągnąć wniosek, że zapotrzebowanie na usługi lotnicze kształtuje się w stosunku do określonego poziomu dochodu na jednego mieszkańca. Poziom ten należy porównywać z ilością wylatanych kilometrów, przypadającą na jednego mieszkańca. Studia rynkowe muszą więc mieć charakter wszechstronny, a ich wyniki potwierdzone konkretnymi efektami ekonomicznymi rozwoju transportu lotniczego.

W numerze 8 TLiA przedstawione zostaną szczegółowe wyniki badań rynkowych.

Opracowania naukowo-techniczne związane z rozwojem techniki lotniczej

Prace Instytutu Lotnictwa, nr 33/1968, Zjednoczenie Przemysłu Lotniczego, Wydawnictwa Naukowo-Techniczne, Warszawa.

W zeszycie opublikowano następujące prace: dr inż. Lechosław Kalinowski: *Przebiegi śmigłowca w locie zaburzonym przez podmuchy i brutalne sterowanie*; mgr inż. Mieczysław Kwiatkowski: *Wykonawstwo krzywoliniowych rdzeni komórkowych metodą obróbki nie rozciągającego pakietu*; mgr inż. Edward Zwolak, mgr inż. Andrzej Serwach: *Badania hydraulicznych układów napędu posuwów frezarki ze sterowaniem liczbowym kształtowym*; mgr inż. Jerzy Grzegorzewski: *Niektóre wyniki badań doświadczalnego pętlowego wymiennika ciepła*.

Prace Instytutu Lotnictwa, nr 34/68, Zjednoczenie Przemysłu Lotniczego, Wydawnictwa Naukowo-Techniczne, Warszawa.

W zeszycie opublikowano następujące prace: mgr inż. Wojciech Klepacki: *Wybrane zagadnienia oceny żywotności łożysk sprężarek osiowych*; mgr inż. Janusz Garścia, mgr inż. Henryk Zatyka: *Parametry technologiczne procesu zgrzewania poprzez warstwę kleju w postaci błonki*; mgr inż. Tadeusz Skwirczyński, mgr inż. Andrzej Sendyk: *Model elektryczny wstrząsarki elektrodynamicznej*; mgr inż. Kazimierz Bednarek, dr inż. Jerzy Chomiak, techn. Jerzy Czerwiński: *Urządzenie do pomiaru wielkości i koncentracji kropel paliwa w strumieniu powietrza*.

Prace Instytutu Lotnictwa, nr 35/68, Zjednoczenie Przemysłu Lotniczego, Wydawnictwa Naukowo-Techniczne, Warszawa.

W zeszycie opublikowano następujące prace: dr inż. Janusz Morawski, mgr inż. Stefan Bramski: *Uproszczony model dynamiki śmigłowca dla pochyleń i przechyleń*; mgr inż. Lesław Bucki: *Zjawiska związane z ujemnym wpływem wody na tworzywa poliestrowe wzmocnione włóknem szklanym i ich badania*; mgr inż. Janusz Seroka: *Prace nad czujnikami turbinkowymi przepływomierzy o małej bezwładności*; mgr inż. Irma Gruin, mgr Wojciech Poniński, mgr inż. Rozalia Kiełkiewicz: *Syciwa i kleje do wytwarzania rdzeni komórkowych z papieru syconego*; inż. Jan Jach, mgr inż. Mieczysław Kwiatkowski: *Niektóre problemy przy opracowywaniu procesu technologicznego wykonawstwa rdzenia komórkowego z papieru syconego i z folii aluminiowej*.

Prace Instytutu Lotnictwa, nr 36/68, Zjednoczenie Przemysłu Lotniczego, Wydawnictwa Naukowo-Techniczne, Warszawa.

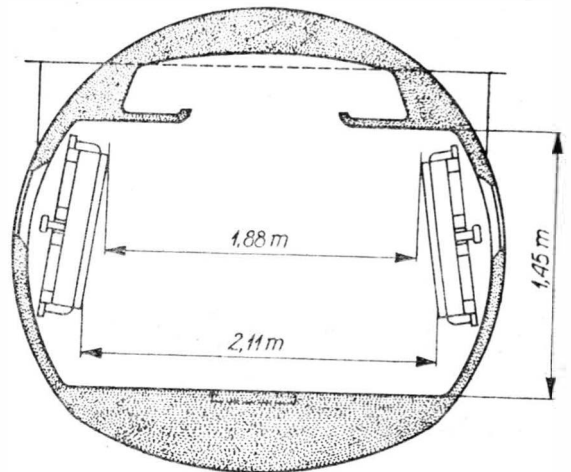
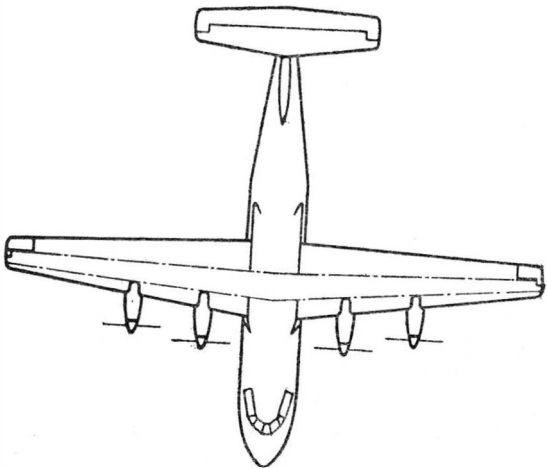
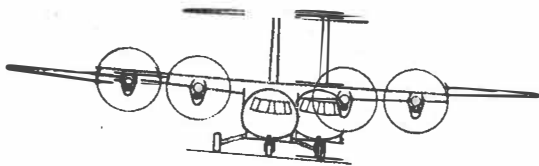
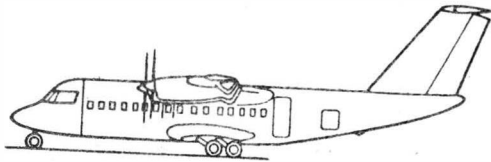
W zeszycie opublikowano następujące prace: mgr inż. Ryszard Lewandowski: *Wpływ czynników zakłócających na ruch niekierowanej rakiety meteorologicznej*; mgr inż. Mieczysław Rybak: *Informacyjna interpretacja subiektywnych opinii pilotów o sterowności aparatów latających*; dr inż. Jerzy Chomiak, mgr inż. Mieczysław Pogodziński: *Przyczynki do zagadnienia naprężeń w długiej nici odwijającej się z dużą prędkością ze szpuli*; mgr Bogdan Wiślicki: *Ocena skłonności do pienienia niektórych krajowych olejów mineralnych ze szczególnym uwzględnieniem olejów stosowanych w hydraulicznych siłowniach*; mgr inż. Jerzy Pruss: *Wzmocniacz elektrohydrauliczny RD-1*.

Kanadyjski samolot pasażerski o skróconym starcie

W latach siedemdziesiątych przewiduje się obok wprowadzenia do eksploatacji naddźwiękowych samolotów pasażerskich i autobusów powietrznych rozwój komunikacji pasażerskiej na krótkich trasach przy użyciu samolotów STOL.

Zainteresowanie samolotami pasażerskimi STOL związane jest z faktem, że w przypadku przelotów na krótkich trasach duży procent całkowitego czasu podróży stanowią czasy dojazdu i czasy przygotowania na lotnisku oraz z przeciążeniem dużych portów lotniczych i kosztami budowy długich pasów lotniskowych. Samoloty STOL będą mogły korzystać z małych lotnisk położonych w bezpośrednim sąsiedztwie ośrodków mieszkalnych i z lądowisk przygodnych, jak również z krótkich pasów startowych zbudowanych w istniejących

Samolot ten ma się wyróżniać dużą ekonomią, b. dobrymi własnościami przy małych prędkościach lotu, nowoczesnym wyposażeniem radiowym i nawigacyjnym, dużymi prędkościami wznoszenia i opadania, niskim poziomem wytwarzanego hałasu i, na życzenie, niskociśnieniowymi oponami. Samolot będzie napędzany czterema turbinowymi silnikami śmigłowymi UACL PT6A-50 lub AiResearch TPE 331 (zależnie od



2

zyczenia użytkownika) o mocy startowej 800 KM przy temperaturze otoczenia $+32^{\circ}\text{C}$.

Kabina samolotu jest klimatyzowana powietrzem ze sprężarek silnikowych przy maksymalnej różnicy ciśnienia $0,24\text{ kg/cm}^2$. Drzwi kabiny pasażerskiej są zaopatrzone w integralne schodki. W wersji mieszanej, pasażersko-towarowej, siedzenia pasażerskie są składane (patrz rysunek). W skrzydle znajdują się integralne zbiorniki paliwowe napełniane jednopunktowo metodą ciśnieniową. Odładzanie krawędzi natarcia skrzydła i statecznika wysokości odbywa się za pomocą pneumatycznych nakładek gumowych, łopat śmigieł i szyb kabiny pilotów — elektrycznie. Do uruchamiania hamulców, klap, spoilerów i sterów oraz do sterowania przednim kołem służą dwa układy hydrauliczne o ciśnieniu 210 kg/cm^2 . Instalacja elektryczna jest zasilana czterema prądnicami-rozrusznikami o napięciu 28 V i mocy 7 kW .

Dane samolotu: rozpiętość $25,85\text{ m}$, długość $21,28\text{ m}$, wysokość $7,12\text{ m}$, powierzchnia skrzydła $60,40\text{ m}^2$, objętość kabiny 45 m^3 , objętość pomieszczenia bagażowego 7 m^3 , ciężar startowy $13\,560\text{ kg}$, ciężar własny $8\,610\text{ kg}$, ciężar handlowy $3\,630\text{ kg}$, maksymalna prędkość przelotowa na wysokości 1500 m — 435 km/h , prędkość przeciągnięcia 107 km/h , kąt nachylenia toru przy starcie $8,5^{\circ}$, pułap praktyczny na trzech silnikach 6400 m , rozbieg 365 m , długość startu na wysokości $10,7\text{ m}$ w temperaturze otoczenia 32°C — 490 m , długość pasa do startu 610 m , dobieg w temperaturze otoczenia 32°C — 365 m , zasięg na mocy przelotowej na wysokości 1500 m z maksymalnym ładunkiem i pozostawieniem rezerwy paliwa na 185 km i 45 min lotu — 370 km , maksymalny zasięg z pozostawieniem rezerwy paliwa jak wyżej — 1850 km .

1

już dużych portach lotniczych, tak jak to zrobiono już w porcie lotniczym La Guardia (stanowi to pierwszy krok do budowy 25 lotnisk STOL w korytarzu Nowy Jork — Waszyngton na zachodnim wybrzeżu Stanów Zjednoczonych).

Firma De Havilland Canada w oparciu o swe bogate doświadczenie w dziedzinie samolotów STOL (najnowszy z produkowanych samolotów STOL tej firmy, DHC-6 „Twin Otter”, uzyskał b. duży sukces na rynkach lotniczych) rozpoczęła pracę nad 40-miejscowym samolotem pasażerskim STOL o oznaczeniu DHC-7.

W. K.

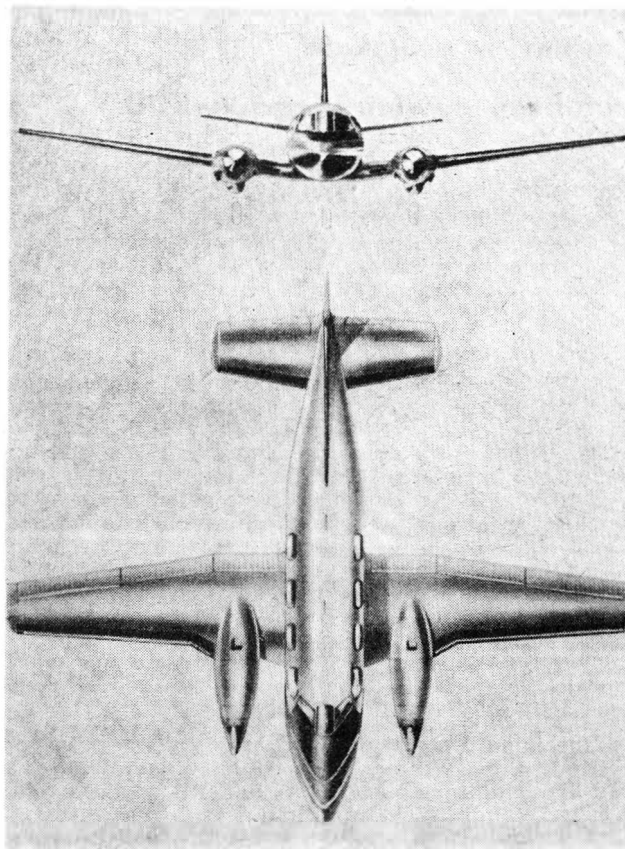
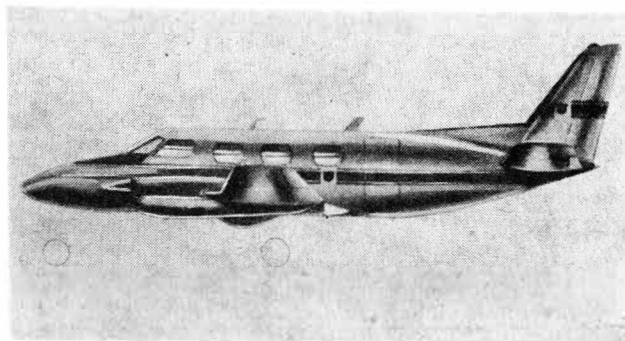
Samolot służbowy Swearingen „Merlin” 2B

Amerykańska wytwórnia płatowców Swearingen w San Antonio, która początkowo zajmowała się modyfikacjami i ulepszaniem różnych typów samolotów, a także współpracowała z firmą Bell w dziedzinie szybkich śmigłowców, zbudowała w 1966 r. samolot służbowy „Merlin” 2A.

Przed przystąpieniem do projektowania samolotu przeprowadzono gruntowną analizę rynkową, która wykazała istnienie poważnej luki między samolotami służbowymi z napędem tłokowym a samolotami służbowymi z napędem odrzutowym. Chodziło jednak nie tylko o wypełnienie tej luki, lecz również o upodobnienie pod niektórymi względami nowego samolotu do większych pasażerskich samolotów odrzutowych. I tak np. zastosowano ciśnieniową kabinę w celu umożliwienia lotów na najkorzystniejszych wysokościach.

Do napędu samolotu „Merlin” 2A zastosowano turbino-we silniki śmigłowe UACL PT6A-20 o mocy ok. 550 KM, przy czym obecnie zamierza się je zastąpić nową ich odmianą, o większej mocy — silnikami PT6A-27.

W maju 1968 r. wyprodukowano pierwszy samolot „Merlin” 2B z dwoma silnikami Garrett-AiResearch TPE 331-1-1515 o mocy 665 KM, ze śmigłami Hartzell o średnicy 2,24 m, przestawialnymi na odwrotny ciąg. „Merlin” 2B ma cylindryczny kadłub zapewniający uzyskanie najkorzystniejszego stosunku ciężaru do wytrzymałości i ułatwiający rozplanowanie kabiny. Kabina jest klimatyzowana, przy czym największa różnica między ciśnieniem w kabinie i ciśnieniem otoczenia wynosi 0,5 kG/cm², przewyższając o 40% różnice ciśnień w innych porównywalnych samolotach służbowych z turbinowym napędem śmigłowym. Taka różnica ciśnień pozwala na utrzymanie do wysokości 5170 m ciśnienia w kabinie odpowiadającego wysokości 0; na wysokości lotu 9450 m ciśnienie w kabinie odpowiada wysokości 2290 m. Ciśnienie w kabinie wytwarzają sprężarki silników, przy czym wspomnianą różnicę ciśnień można zapewnić również przy jednym silniku nie pracującym. Próby kadłuba przeprowadzono przy różnicy ciśnień 0,69 kG/cm², a oprócz tego poddano go 20 000 zmian obciążeń przy różnicy ciśnień 0,44 kG/cm². Samolot jest poza tym wyposażony w awaryjny układ tlenowy. Po lewej stronie kadłuba znajdują się drzwi z integralnymi schodkami. Dzięki specjalnemu, opatentowanemu zamknięciu tworzą one integralną część kadłuba, przenosząc obciążenia bez potrzeby stosowania wzmocnień wokół otworu drzwiowego. Z prawej strony kadłuba umieszczono wyjście zapasowe (na skrzydło). W nosowej części kadłuba znajdują się urządzenia klimatyzacyjne, radiowe i nawigacyjne. Skrzydło składa się z części środkowej z gondolami silnikowymi i dwóch części zewnętrznych z końcami ze zbrojonego tworzywa sztucznego. Lotki są zaopatrzone w klapy wyważające. Klapy uruchamia się elektrycz-



nie. Integralne zbiorniki w skrzydle mają pojemność 1460 l. Konwencjonalne podwozie ma tarczowe hamulce, a jego wciąganie i wypuszczanie oraz sterowanie przednim kołem odbywa się elektrycznie. Do odladania śmigieł, rurek Pitota i przednich okien kabiny załogi służą urządzenia elektryczne, krawędzi natarcia skrzydła i usterzenia — urządzenia pneumatyczne. Instalacja elektryczna prądu stałego o napięciu 28 V jest zasilana dwoma akumulatorami nikiel-kadm o pojemności 25 Ah i dwoma prądnico-rozrusznikami. Cena samolotu z wyposażeniem elektrycznym wynosi 505 tys. dolarów.

Do końca 1968 r. zbudowano 33 samoloty „Merlin” 2A i 10 „Merlin” 2B. We wrześniu 1969 r. produkcja samolotów „Merlin” i „Metro” (samolot pasażerski na linie lokalne) ma wynieść 10 sztuk.

Dane samolotu „Merlin” 2B: rozpiętość 13,98 m, długość 12,23 m, wysokość 4,39 m, powierzchnia skrzydła 25,89 m², wydłużenie 7,51, długość i szerokość kabiny pasażerskiej 3,25 × 1,57 m, wysokość kabiny w przej-

ściu między fotelami 1,50 m, ciężar własny 2790 kG, ciężar użyteczny 1750 kG, ciężar startowy 4540 kG, maks. ciężar do lądowania 4220 kG, prędkość przelotowa na wysokości 4570 m — 475 km/h, prędkość wznoszenia n.p.m. 13,1 m/s, pułap praktyczny 9110 m, dopuszczalna wysokość lotu 9450 m, długość startu na wysokość 15,2 m — 884 m, długość lądowania z wysokości 15,2 m — 671 m, maks. zasięg na wysokości 8390 m z pozostawieniem rezerwy paliwa na 45 min. lotu 2870 km.

Firma Swearingen zamierza budować nowy samolot służbowy, prawdopodobnie z napędem odrzutowym. Mówi się również o projekcie 8-miejscowego naddźwiękowego samolotu służbowego o prędkości $Ma = 2$.

W. K.

Zmiany w projekcie autobusu powietrznego A-300

W wyniku dalszych analiz i badań rynkowych zdecydowano się na zmiany w projekcie europejskiego autobusu powietrznego A-300. Nowa wersja, A-300B, jest praktycznie rzecz biorąc zmniejszoną wersją pierwotną. Zamiast 300 pasażerów A-300B będzie zabierała na pokład tylko 250 pasażerów przy podziale foteli 0,86 m, a jego napęd będą stanowić dwa trójwałowe silniki Rolls-Royce RB.211 o ciągu ok. 18 000 kG zamiast silników RB.207 o ciągu ok. 21 000 kG. Długość i rozpiętość zostały zmniejszone. Nie zmieniona została zabudowa silników pod skrzydłem, ponieważ pozwala ona na zmniejszenie ciężaru skrzydła, kadłuba i usterzenia wysokości, ułatwia zabudowę instalacji pokładowych, zwiększa sprawność wlotów silnikowych i daje większą swobodę w projektowaniu usterzenia wysokości. Poza tym taka zabudowa ułatwia obsługę silników (co jest szczególnie ważne w przypadku silników RB.211, których zespoły można wymieniać na samolocie) i w razie potrzeby przedłużenie kadłuba. Skutki zaburzeń opływu skrzydła można zmniejszyć przez odpowiednie zaprojektowanie skrzydła i gondol, które mogą wytwarzać dodatkową siłę nośną.

Na specjalne życzenie samolot może być wyposażony w silniki Pratt Whitney JT9D-15 lub General Electric CF6. Zarówno te silniki, jak i silnik RB.211 będą mieć w 1973 r. — rok wprowadzenia do eksploatacji autobusu A-300B — ciąg startowy ok. 21 000 kG i będą już wypróbowane na amerykańskich autobusach powietrznych. Dzięki wprowadzonym zmianom (m.in. dzięki wyborowi silnika, który znajduje się w zaawansowanym stadium rozwoju) koszty rozwoju samolotu zostaną zmniejszone z 675 milionów do 418 milionów dolarów. Zwiększa to szanse realizacji projektu, tym bardziej że autobus A-300B, o zasięgu 2200 km, będzie stanowić uzupełnienie amerykańskich autobusów powietrznych na długie i średnie trasy. Oblicza się że w 1975 r. na rynku amerykańskim i europejskim będzie istnieć zapotrzebowanie na 350 autobusów na krótkie i średnie trasy, a w 1980 r. będzie potrzeba ok. 1100 samolotów tego typu.

Dalszy rozwój samolotu A-300B przewiduje zwiększenie liczby pasażerów do 345, a zasięgu do 4400 km.

Dane samolotu A-300B: rozpiętość 44,80 m, długość 50,27 m, wysokość 16,10 m, powierzchnia skrzydła 255 m², maks. ciężar startowy 124 700 kG, normalny ciężar do lądowania 109 000 kG, ciężar bez paliwa 102 000 kG, ciężar własny 74 700 kG, ciężar handlowy 22 900 kG, największa prędkość przelotowa 945 km/h, dopuszczalna liczba Ma 0,84.

W. K.

Najtrudniejszy program lotniczy USAF

Najtrudniejszym pod względem technicznym lotniczym programem amerykańskich sił powietrznych jest projekt naddźwiękowego bombowca strategicznego AMSA (Advanced Manned Strategic Aircraft). Istnieje duże prawdopodobieństwo, że samolot ten zostanie wprowadzony na uzbrojenie w 1976 r. Jego „życie” oblicza się na 10 lat, w związku z czym przy projektowaniu samolotu bierze się pod uwagę zmiany, jakie mogą zajść do 1985 r. w systemie obronnym potencjalnego przeciwnika.

Na rok budżetowy 1970 przeznaczono na prace nad projektem AMSA 77 milionów dolarów. Prace nad napędem i systemami elektronicznymi mają być przyspieszone, aby nie pozostawały one w tyle za rozwojem płatowca. Koszty całkowite rozwoju samolotu są szacowane na 1,5 do 2 miliardów dolarów. Koszt jednego samolotu w przypadku budowy powyżej 100 sztuk wynosiłby ok. 25 milionów dolarów.

Osiągi samolotu AMSA mają przewyższać osiągi wszystkich współczesnych samolotów, w szczególności w atakach przeprowadzanych z b. dużych i b. małych wysokości. Nowy samolot będzie mniejszy od bombowca B-52, lecz będzie miał większy udźwig. Zostanie prawdopodobnie zaopatrzone w skrzydło o zmiennej geometrii. Uzbrojenie będą stanowić pociski latające oraz bomby nuklearne i konwencjonalne.

W. K.

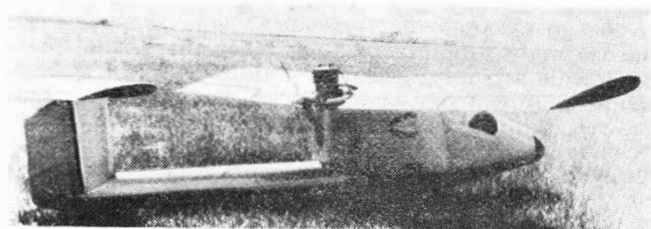
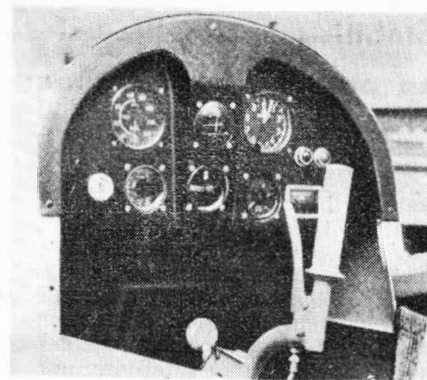
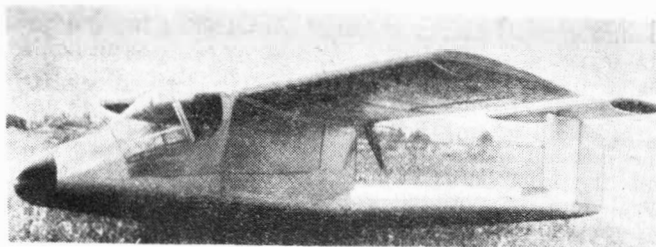
Projekt śmigłowego samolotu szturmowego

Obok naddźwiękowego bombowca strategicznego AMSA w USA projektuje się również prosty samolot szturmowy AX z napędem śmigłowym. Na rok budżetowy 1970 przeznaczono na ten cel 12 milionów dolarów. Projekt wstępny przewiduje budowę małego samolotu STOL z dwoma turbinowymi silnikami śmigłowymi (o mocy prawdopodobnie ok. 700 KM), uzbrojonego w szybkostrzelne działko o kalibrze 25—35 mm oraz w bomby i rakiety. Samolot ma się odznaczać dużą zwrotnością i zdolnością do dłuższych lotów patrolowych.

W. K.

Nowy czeskosłowacki motoszybowiec

Na wystawie w Brnie pokazano nowy motoszybowiec Letov Mk 1 „Kocour”. Ma on konstrukcję mieszaną: kadłub jest metalowy, skrzydło i usterzenie są pokryte płótnem. Motoszybowiec jest napędzany dwusuwowym, dwucylindrowym silnikiem od samochodu „Trabant” 601. Silnik ma moc 24 KM przy 3200 obr/min i jest wyposażony w drewniane dwułopatowe śmigło. Rozruch odbywa się za pomocą elektrycznego rozrusz-



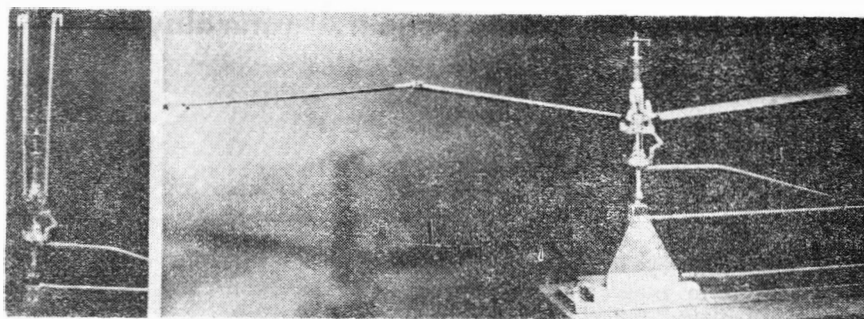
nika włączanego przyciskiem w kabinie pilota. Na życzenie kabina może być wyposażona w układ grzewczy zasilany powietrzem chłodzącym silnik. Motoszybowiec może służyć do szkolenia podstawowego.

W. K.

Wirnik śmigłowiec

o składanych

łopatach



Firma Ryan opracowała wirnik nośny o składanych łopatach, nadający się do zastosowania do samolotów zespolonych (przemiennych) z chowanymi do gondol wirnikami. Łopaty wirnika składają się z dwóch części połączonych ze sobą za pomo-

cą przegubów. Zewnętrzne części łopaty mają cienki profil, są sprężyste i mają na końcu ciężarek ze skrzydełkiem wyważającym. Części wewnętrzne łopat są zaopatrzone w sprężyny, które utrzymują je w położeniu złożonym wzdłuż osi wirni-

ka, przy czym zewnętrzne części łopaty zwisają luźno na przegubach. W miarę rozkręcania wirnika siły odśrodkowe powodują rozkładanie łopat.

W. K.

Nawigacja satelitarna dla statków

Duża ilość satelitów okrążających Ziemię umożliwi dokładne i niezależne od pogody określanie pozycji środków komunikacji. Amerykańska marynarka wojenna wykorzystuje od 1964 r. system nawigacji satelitarnej (USNavy Navigational Satellite System) składający się z satelitów krążących po orbitach polarnych (orbity, których płaszczyzna przechodzi przez bieguny Ziemi) na wysokości 960 km. Ponieważ system ten został udostępniony również marynarce handlowej wszystkich krajów, w ITT Federal Laboratories (San Fernando) opracowano urządzenie odbiorcze Modell 4007 AB przeznaczone dla statków. Składa się ono z odbiornika nawigacyjnego i przelicznika. Oba zespoły mają wielkość torby podróźnej. Poza tym do urządzenia należy zwykły dalekopis z dziurkaczem taśmy i antena stożkowa o średnicy u podstawy 1 m i wysokości 1,3 m ze wzmacniaczem wstępnym.

Każdy satelita nawigacyjny potrzebuje do wykonania jednego okrążenia 108 min. Satelita wysyła sygnał ciągły o b. dużej częstotliwości. Wskutek względnego ru-

chu satelity i statku powstaje zmiana częstotliwości między sygnałem odbieranym przez statek a sygnałem wysyłanym przez satelitę (efekt Dopplera). Ta różnica częstotliwości i jej przebieg w czasie są mierzone w urządzeniu odbiorczym statku. Marynarka wojenna określa b. dokładne tory lotu poszczególnych satelitów i dwa razy dziennie przekazuje uzyskane dane do pamięci satelitów, które dzięki temu mogą przesyłać dane potrzebne do dokładnego określenia ich pozycji. Przelicznik na statku wiąże różnicę częstotliwości — zależną od odległości między statkiem a satelitą — i jej przebieg czasowy z torem satelity, drukując następnie za pomocą dalekopisu współrzędne pozycji z błędem mniejszym od 200 m.

System nawigacji satelitarnej przyczyni się do zwiększenia bezpieczeństwa i rentowności podróży morskich. Statki handlowe będą mogły skrócić czas podróży i podawać dokładniejszy czas przybycia do portu, co ułatwi zaplanowanie prac portowych.

W. K.

Stabilizacja satelitów i sond za pomocą koła zamachowego

Satelity i sondy międzyplanetarne w większości przypadków tylko wówczas mogą wypełnić swe zadania, gdy ich położenie względem Ziemi lub innego ciała niebieskiego jest stabilizowane. Konieczne jest przy tym wyrównowanie momentów zakłócających wywołanych przez pola magnetyczne, pola grawitacyjne, atmosferę szczytkową i ciśnienie promieni słonecznych. W przypadku satelitów momenty te mają często charakter cykliczny, tzn. zmieniają znak w czasie jednego okrążenia Ziemi. Do wyrównowania momentów zakłócających nadają się szczególnie dobrze koła zamachowe, ponieważ w przeciwieństwie do dysz stabilizujących nie zużywają one czynnika roboczego, zapotrzebowując jedynie niewielkie ilości energii elektrycznej. Satelity o dłuższym „życiu”, których anteny lub czujniki stale muszą być zwrócone w kierunku Ziemi lub innego okrążanego ciała niebieskiego, jak np. w przy-

padku satelity łącznościowego „Intelsat” 4 lub niemiecko-francuskiego satelity łącznościowego „Symphonie”, będą mogły być stabilizowane względem wszystkich trzech osi za pomocą pojedynczego koła zamachowego firmy Teldix GmbH (Heidelberg). Wirowanie koła zamachowego zapewnia stabilizację względem dwóch osi satelity prostopadłych do osi wirowania koła. Położenie względem osi symetrii koła zamachowego jest regulowane w sposób aktywny za pomocą czujnika położenia, który wysyła sygnały zwiększające lub zmniejszające prędkość obrotową koła zamachowego — zmiana momentu obrotowego napędzającego koło silnika obraca satelitę w wymagane położenie.

Urządzenie stabilizujące firmy Teldix składa się z hermetycznie zamkniętego silnika elektrycznego i umieszczonego w obudowie tarczowego koła zamachowego. Bardzo małe zapotrzebowanie mocy uzyskano przez stworzenie wysokiej próżni w obudowie koła i zastosowanie smarowanych według nowej metody łożysk kulkowych. Silnik na prąd stały jest nowego bezszczotkowego typu, który dzięki małej ilości części ma dużą sprawność i niezawodność działania. Trwałość urządzenia wynosi 5—6 lat.

W. K.

Satelity do wykrywania bogactw naturalnych

W firmie TRW Inc. zaprojektowano serię satelitów, które zostaną wystrzelone na początku lat siedemdziesiątych, a które będą służyć do wykrywania — za pomocą specjalnych kamer i czujników — bogactw naturalnych Ziemi, ławic ryb i gór lodowych oraz do obserwacji obszarów leśnych i uprawnych i szeregu innych zadań o dużym znaczeniu gospodarczym. Ciężar tych satelitów będzie wynosił od 70 do 9000 kG. Bierze się

pod uwagę satelity OGO (Orbiting Geophysical Observatory), „Tiros” M, „Nimbus”, „Lunar Orbiter” oraz satelity ATS (Advanced Technology Satellite). Satelity będą umieszczane na orbitach polarnych na wysokości 500 km. Naukowcy z TRW przewidują, że zastosowanie satelitów do celów gospodarczych przyniesie roczne zyski w wysokości 700 milionów dolarów.

W. K.

Nowa rakieta nośna ze stopniem S-4B

Firma McDonnell Douglas zamierza wypełnić lukę między rakieta nośną „Saturn” 1B a rakieta „Saturn” 5 do budując do stopnia „Saturn” S-4B pierwszy stopień z silnikami na stałe materiały pędne. Cztery silniki o średnicy 396 cm i łącznym ciągu 3 000 000 kG umożliwią wspólnie ze stopniem S-4B umieszczanie na orbitach wokółziemskich ładunków o ciężarach od 34 do 49 T, zależnie od wysokości. Dalsze zwiększenie udźwi-

gu rakiety będzie możliwe przez zastosowanie większej ilości silników pierwszego stopnia, zwiększenie pojemności zbiorników drugiego stopnia lub zastosowanie w drugim stopniu silników o większym ciągu. Należy zaznaczyć, że firma McDonnell Douglas przeprowadziła już próby z silnikami na stałe materiały pędne o średnicy 396 cm.

W. K.

Silnik General Electric CF6 o zwiększonym ciągu

Do napędu trzysilnikowego autobusu powietrznego McDonnell Douglas DC-10 w wersji międzykontynentalnej, DC-10-30, firma General Electric opracowuje odmianę silnika CF6 o zwiększonym ciągu. Nowy silnik, o oznaczeniu CF6-50, będzie miał ciąg startowy 21 450 kG, podczas gdy ciąg silnika CF6-6 do samolotu DC-10-10 wynosi tylko 18 150 kG. Średnica i długość silnika pozostaną nie zmienione, różnica polega na zasto-

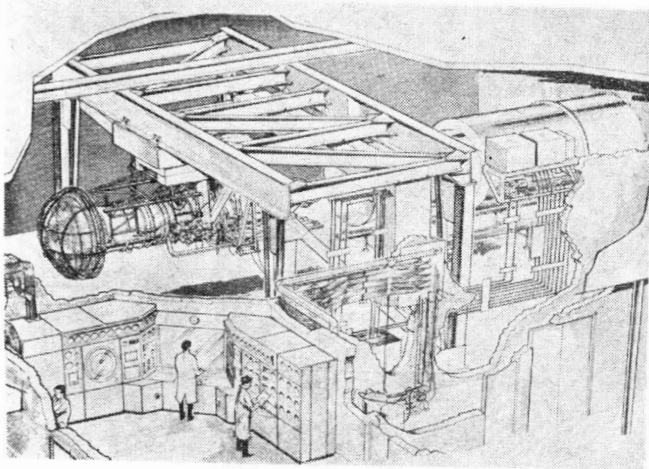
sowaniu dwóch dodatkowych stopni wentylatora (prawdopodobnie są to stopnie w kanale wewnętrznym) i na zwiększonym o 340 kG ciężarze. Rozpoczęto już próby części wentylatorowych, pierwsza próba kompletnego silnika jest przewidziana na grudzień 1969 r. Dostawy silników mają się rozpocząć w październiku 1972 r.

W. K.

Stoisko

umożliwiająca szybką wymianę badanych silników

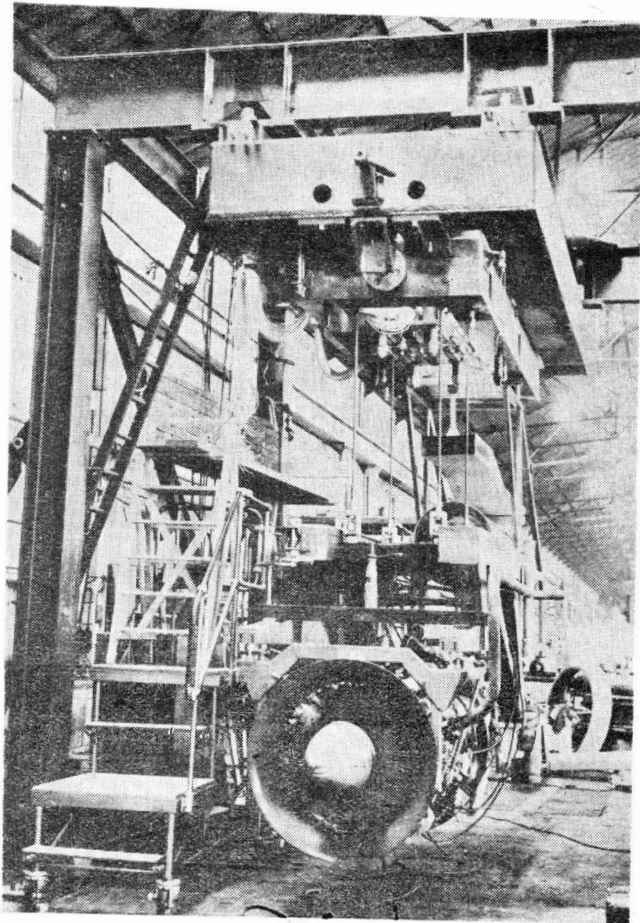
Firma John Curran Ltd. w Anglii opracowała instalację hamownianą umożliwiającą szybką wymianę na stoisku silników odrzutowych wszelkich typów o ciągu do 22 680 kG, bez potrzeby dokonywania jakichkolwiek adaptacji stoiska. Osiągnięto to głównie przez zastoso-



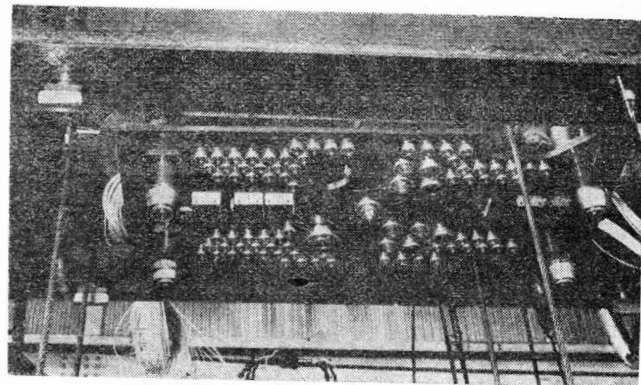
1

wanie zespołu szybkorozłącznych końcówek przewodów elektrycznych, paliwowych itp. łączących silnik z urządzeniami hamowni. Szybkołączne końcówki umożliwiają poza tym kompletne przygotowanie silnika przed zamontowaniem go na stoisku. Cała instalacja obejmuje stoisko, urządzenie do zamontowania silnika na stoisku, pulpit sterowniczy i układ przewodów łączących.

Silnik jest przygotowywany wstępnie przez zamontowanie go w ramie i połączenie przewodów i kabli silnika z końcówkami w płycie umieszczonej nad ramą. Silnik razem z ramą zostaje następnie przetransportowany przenośnikiem do pomieszczenia silnikowego hamowni, na stoisko. Stoisko (rys. 1) jest typu podwieszonoego i składa się ze stałej ramy i zamocowanej do niej ramy ruchomej, mogącej przesunąć się do przodu i do tyłu (pomiar ciągu). Silnik jest mocowany, przy użyciu hydraulicznego podnośnika, do stoiska (rys. 2), przy czym szybkołączne końcówki płyty ramy silnika łączą się z odpowiednimi końcówkami analogicznej



2



3

plyty znajdującej się pod ruchomą ramą stoiska (rys. 3).

Poza ciągiem stoisko umożliwia pomiary temperatur, ciśnienia, prędkości obrotowej, wydatku paliwa, drgań itp.

W. K.

Największa komora bezechowa

Firma Grumman zbudowała dla Naval Air Systems Command bezechową komorę służącą do prób urządzeń elektronicznych o dużej częstotliwości wyposażenia samolotów. Komora ta — o powierzchni podłogi 762 m² i wysokości 12,8 m — jest największym tego rodzaju urządzeniem. Ściany i sufit komory są wyłożone piramidami o powierzchni podstawy 0,36 m² i długości 1,8 m, które absorbują wypromieniowywaną przez ba-

dane urządzenia energię dużej częstotliwości zamieniając ją na ciepło. W komorze nie występują zakłócenia radiowe. Bada się w niej m.in. wyposażenie elektroniczne — wraz z całym samolotem — samolotu Grumman „Intruder” EA-6B, przeznaczonego do zakłócania nieprzyjacielskich urządzeń radarowych.

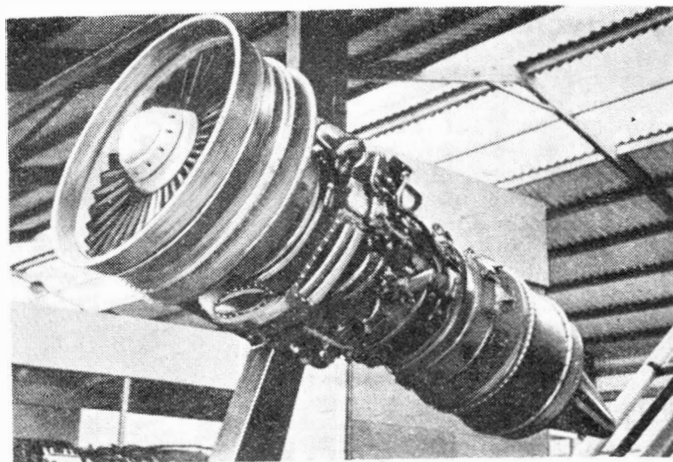
W. K.

Silniki na wystawie w Hanowerze

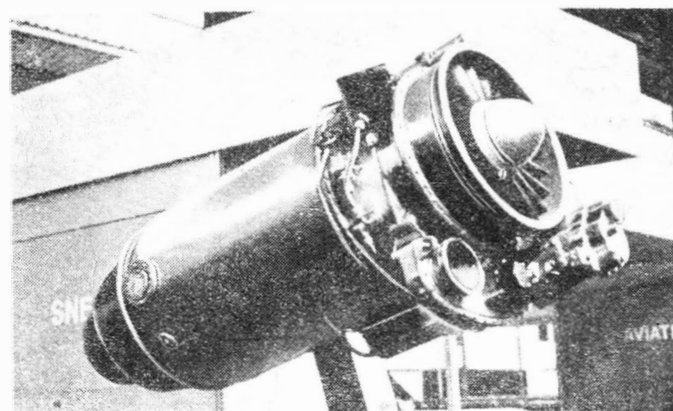
Na ostatniej wystawie lotniczej w Hanowerze * dominującą rolę odgrywały silniki turbinowe przeznaczone do napędu wojskowych i cywilnych samolotów lat siedemdziesiątych. Wystawa ujawniła również zaostrzającą się konkurencję między trzema największymi firmami silnikowymi — General Electric, Pratt and Whitney i Rolls-Royce. Ta ostatnia współpracuje nad rozwojem nowych silników z wytwórniami silnikowymi sześciu krajów, przy czym do największych jej sukcesów zaliczyć należy dostanie się na rynek amerykański i sprzedaż licencji firmom amerykańskim.

Doskonałą ilustracją postępu, jaki dokonał się w ostatnich latach w budowie silników turbinowych jest porównanie ze sobą dwóch silników dwuprzepływowych Pratt and Whitney — TF 30-P-6 o ciągu ok. 4500 kG i dwukrotnie od niego mniejszego i lżejszego JTF 16 o tym samym ciągu (rys. 1).

Wynikiem współpracy firm Rolls-Royce i MAN Turbomotoren jest pokazany w postaci makiety dwuprzepływowy silnik nośno-napędowy RB 193-12 o ciągu ok. 4000 kG i układzie b. zbliżonym do układu silnika „Pegasus”. Silnik jest przeznaczony do napędu bojowego samolotu pionowego startu VAK 191B. Dzięki dużemu sprężowi (16,2:1) i dużemu wydatkowi (92 kG/sek) możliwy jest pobór z silnika stosunkowo dużych ilości powietrza do ustateczniania samolotu w zawisie. Na stoisku MAN wystawiono poza tym model dopalacza z odchylaną dyszą wylotową (rys. 2). Odchylenie dyszy odbywa się przez obrót trzech skoś-



3



4

nie uciętych odcinków rurowych. Dopalacz był wypróbowany na dwuprzepływowym silniku Rolls-Royce/ /MAN RB. 153. Przy temperaturze 2000 °C i poziomym ustawieniu dyszy wylotowej daje on przyrost ciągu 70%.

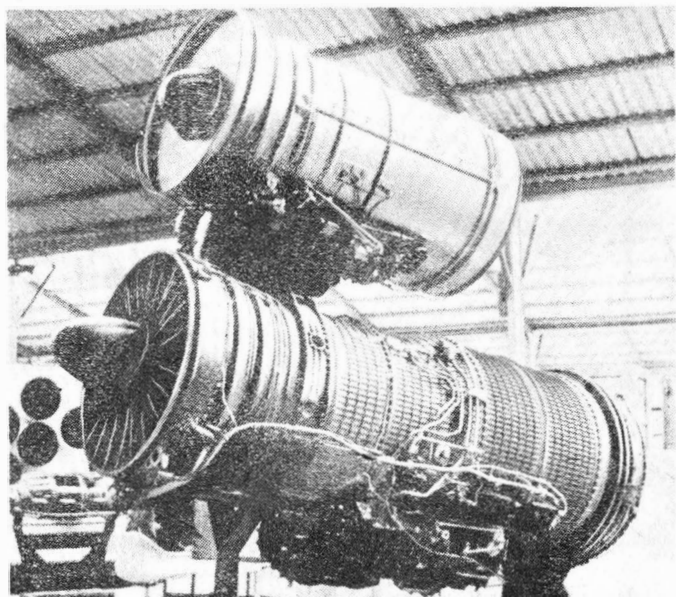
Obok modeli silników „Pegasus” 101 i RB. 207 firma Rolls-Royce wystawiła wspólnie z firmą SNECMA silnik dwuprzepływowy M45H (rys. 3) o ciągu 3500 kG i stosunku wydatków 2,8:1, wytypowany do napędu samolotu pasażerskiego na krótkie trasy VFW 614, oraz wspólnie z firmą Turbomeca — silnik dwuprzepływowy z dopalaczem RB. 172 „Adour” o ciągu 2000 kG bez dopalania i 3000 kG z dopalaniem i o stosunku wydatków ok. 1:1, przeznaczony do napędu treningowo-bojowego samolotu Breguet „Jaguar”. Należy zwrócić uwagę na fakt, że trwałość ważniejszych części silnika M45H i jego okresy międzyprace, mimo trudnych warunków eksploatacji na samolocie na krótkie trasy, będą równe trwałości i okresem międzyprace współczesnych silników używanych na samolotach na średnie i długie trasy.

Po raz pierwszy pokazano makietę dwuprzepływowego silnika SNECMA/Turbomeca M49 „Larzac” (rys. 4) o ciągu 1050 kG i stosunku wydatków 1,4:1 (w porównaniu ze stosunkiem wydatków 3,3:1 silnika UACL JT15D — również zaprezentowanego w Hanowerze — o tym samym ciągu).

Należy jeszcze wspomnieć o wystawionej makiecie gondoli silnikowej samolotu transportowego z przestawialnym skrzydłem VFW VC400. Sam silnik — General Electric T64-GE-16 o mocy ok. 3600 KM — jest zabudowany w tylnej części gondoli i połączony wałem z przekładnią śmigła zaopatrzoną w wolne koło. Dodatkowy wał poprzeczny łączy go z pozostałymi trzema silnikami.

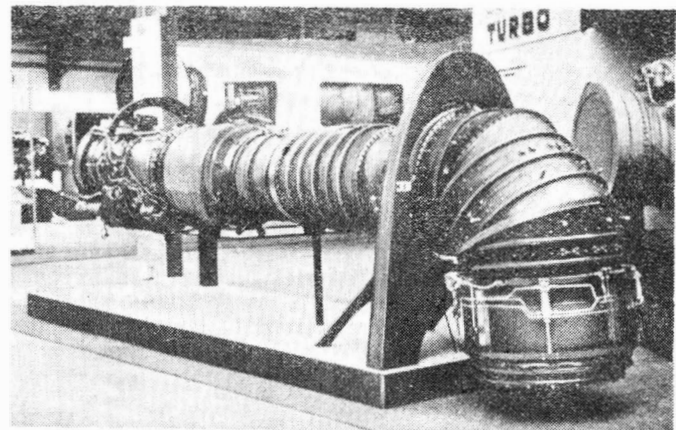
* Chodzi o wystawę w 1968 r. (przyj. red.)

W.K.



1

2



KOŁODYŃSKI S.

629.1.039

Lifting bodies

629.136

The need of development of a spacecraft that will generate the lift force after reenter in the atmosphere is explained and the shape of such body — without wings — is described. The research and project works in the field of lifting bodies carried-out in the USA are mentioned, the development of the gliders without wings M2, M2-F1, M2-F2 and HL-10 is presented and the flight tests of these vehicles are described.

GLASS A.

629.13

Farnborough 1968

The interesting aircraft and projects on Farnborough show

The second part of the article concerning the Farnborough aviation show 1968 discusses the production and construction of the fast executive aircraft Jetstream and DH-125 the jet trainer and light attack aircraft Jet Provost, MB-326 and Galeb, the most interesting aircraft on the show — VTOL attack aircraft Harrier and aircraft projects which are now developed by english aviation industry.

FALĘCKI J.

621.431.75:621.437

Aviation Wankel engines

In this article the effort of the assessment of application possibilities of aviation Wankel engines comparing it to conventional piston engines and turbine engines is presented. The development and present state of art of aviation Wankel engines are discussed.

MOKSZYSZCZAK A., STELMASZCZYK Z. 621.438.004

The overhauls of aircraft turbine engines during exploitation

The intricate construction of modern turbine engines makes difficult the overhauling them and requires the extension of the overhaul range and the application of the accomplished overhaul methods. In this paper the new methods of the overhauls of turbine engines during exploitation, especially the method based upon variation of engine parameters during its acceleration, are described, the possibilities of applying automatic overhaul processes are considered and the need of taking into account new overhaul methods yet in the phase of engine designing is emphasized.

PYTLEWSKI Z.

656.71:551.575

The fog over aerodromes and fighting it

In this article the general classification of the fog and conditions under which it forms are given, the methods of counteracting the fog formation, the methods of improving the visibility in the fog and the possibilities of fighting the fog by mechanical, chemical and thermal methods are presented.

ŁOPATEK Z.

656.71:533.6.015.1

The influence of runway constant inclination on jet aircraft take-off length

The influence of constant inclination of aerodrome runway on take-off length of jet aircraft is discussed, the dependence between this influence and aircraft type is mentioned and an uncorrectness in the determination of runway length correction coefficients for different runway inclinations is emphasized.

Co piszą inni...

Przystosowanie maszyn do potrzeb i możliwości człowieka

W związku z szybkim rozwojem techniki coraz ważniejsze staje się przystosowanie maszyn i urządzeń do potrzeb i możliwości człowieka. Ukazujące się publikacje książkowe i w czasopiśmie oraz normy i zalecenia ISO nie wyczerpują tego problemu. Stosowanie popularnych obecnie napędów hydraulicznych stwarza potrzebę opracowania teoretycznych podstaw normalizacyjnych, które umożliwiłyby projektantom urządzeń ustalania ruchów sterowania według jednolitych zasad odwzorywania.

Normalizacja, nr 2 z 1969.

Złącza do elastycznych przewodów wysokociśnieniowych

Autor uzasadnia celowość opracowania konstrukcji nowych złączy dla zmodernizowanych przewodów wysokociśnieniowych produkcji krajowej, a następnie omawia konstrukcję nowego, opatentowanego złącza oraz przebieg i wyniki badań w Ośrodku Konstrukcyjno-Doświadczalnym Hydrauliki Siłowej przy WSK Wrocław. W artykule omówione są: próba granicznej wytrzymałości przewodu na ciśnienie statyczne, próba zmęczenia na ciśnienie uderzeniowe i pulsujące oraz próba zrywania złącza z przewodem. W tablicy zestawione są wyniki prób potwierdzające wysoką jakość złączy oraz przewodów elastycznych produkcji krajowej.

Przegląd Mechaniczny, nr 3 z 1969.

Pokrywanie powłokami metalowymi tworzyw sztucznych

Coraz powszechniej zastępowane są metale tworzywami sztucznymi, przede wszystkim metale nieżelazne, chociaż i stale też są nimi zastępowane. Uzasadnione to jest ogólnosiłowym deficytem miedzi i innych metali kolorowych, a w odniesieniu do wszystkich metali, w tym i stali, spowodowane jest bardziej racjonalną obróbką, zmniejszeniem ciężaru wyrobów i dużą odpornością na korozję, jaka charakteryzuje sztuczne tworzywa.

W artykule przedstawiono historyczny rozwój metod pokrywania powłokami metalowymi tworzyw sztucznych oraz proces galwanicznego pokrywania wyrobów z tworzywa ABS (trójpolimeru akrylonitro-butadieno-styrenu).

Przegląd Mechaniczny, nr 4 z 1969.

Nowy termometr do pomiaru wysokich temperatur

W artykule opisano teorię działania, konstrukcję oraz wyniki wzorcowania prototypu termometru pulsacyjnego. Jest to przyrząd o okresowym działaniu wykorzystujący stany nieustalanej temperatury czujnika do pomiaru stałej temperatury osrodka. Omówione zostały przeprowadzone badania i przedstawione wynikające z nich wnioski dotyczące jego zastosowania oraz dalszych badań. Podano też zalety i wady przyrządu. Badania prototypu termometru pulsacyjnego potwierdziły realność założeń teoretycznych. Przewiduje się wykonanie i wdrożenie do zastosowania w przemyśle termometru pulsacyjnego.

Pomiary, Automatyka, Kontrola, nr 2 z 1969.

Elektroniczna technika obliczeniowa w Polsce

Zeszyt 2 z 1969 czasopisma Maszyny Matematyczne poświęcony jest rozwojowi elektronicznej techniki obliczeniowej w Polsce. W artykule „Quo vadis electronica” autor omówił tematykę wystawy „Elektronika w służbie postępu”, a następnie przedstawił wnioski z niej wynikające. Zdaniem autora należy skoncentrować rozproszoną dotąd kadre i ośrodki w placówkach naukowych i przemyśle elektronicznym, powiększyć inwestycję na rozwój przemysłu elektronicznego w Polsce i szybko podjąć produkcję przemysłową maszyn matematycznych do przetwarzania danych oraz uporządkować działalność szkoleniową w zakresie elektronicznej techniki obliczeniowej.

Maszyny Matematyczne, nr 2 z 1969.

Nauka o systemach liczących

W artykule „Kilka uwag w sprawie zasadniczej. Badania naukowe i kształcenie w zakresie systemów liczących” autor analizuje społeczne zapotrzebowanie na nowy typ specjalisty, którego zakres wiedzy obejmowałby naukę o systemach liczących. Po zdefiniowaniu tej nowej nauki autor odpowiada na dwa pytania związane z tym zagadnieniem, a mianowicie: Czy specjalista wykształcony w tym kierunku, będzie tym właśnie fachowcem, którego brak odczuwamy tak powszechnie? i jak kształcić tych specjalistów? Proponuje zorganizowanie podplomowego studium nauki o systemach liczących, które może stanowić zaczątek dla przyszłego normalnego zakładu uczelnianego, oraz powołanie placówki do prowadzenia badań naukowych.

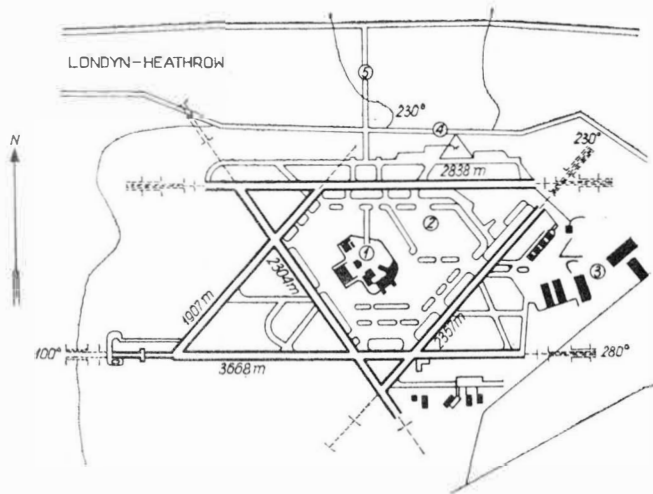
Maszyny Matematyczne, nr 2 z 1969.

na, nawet po pełnej rozbudowie zaplecza dworca pasażerskiego i towarowego. W celu usprawnienia ruchu pasażerskiego na lotnisku oddaje się do eksploatacji nowe układy stanowisk palcowych na płytach przed-dworcowych wyposażonych w windy poziome i pionowe.

Nowy dworzec towarowy o zdolności przeładunkowej 2 mln ton ładunkowych rocznie zajmuje wraz z urządzeniami pomocniczymi i magazynami 66 ha powierzchni. Dworzec ten z pasażerskim dworcem centralnym połączony jest tunelem, w którym znajduje się służa celna. Na odpowiednich stanowiskach może odbywać się załadunek i rozładunek 30 samolotów jednocześnie, nawet takich gigantów jak Lockheed C5A czy Boeing-707.

Lotnisko o powierzchni 1200 ha ma dalsze tereny zabezpieczone pod rozbudowę. Pięć pasów startowych ma kształt dwóch trójkątów odwróconych i wzajemnie się przecinających. Dworzec lotniczy znajduje się w geometrycznym układzie pasów startowych, co pozwala na dogodny ruch w kierunku wszystkich dróg startowych. Z miasta do budynku drogowego prowadzi autostrada przechodząca tunelem pod jednym z pasów startowych. Dworzec lotniczy składa się z trzech specjalizowanych zespołów obsługujących określony ruch. W głównej części budynku mieści się zespół „Europa” o zdolności przepustowej około 1500 pasażerów na godzinę, który obsługuje ruch krajowy i europejski. Drugi zespół „Oceanie” obsługuje pasażerów transoceanicznych, a trzeci „Britannia” — pasażerów dawnego imperium. Łącznie wszystkie zespoły mogą obsłużyć do 4000 pasażerów na godzinę. Wokół wymienionych zespołów dworcowych znajduje się 60 stanowisk dla samolotów o ustalonym cyklu obsługi maksymalnie wynoszącym 45 minut.

Najtrudniejsze chyba w Europie warunki meteorologiczne zobowiązują administrację portu do stałych poszukiwań w zakresie automatyzacji lądowania. Wystarczy powiedzieć, że w ciągu minionego pięciolecia 36 wypadków lotniczych zarejestrowanych w lotnictwie brytyjskim miało miejsce podczas podchodzenia do lądowania, z tego połowa z powodu złych warunków atmosferycznych.



ferycznych. Aby zapobiec podobnym wypadkom, już w 1945 r. powołano specjalną sekcję (Blind Landing Experimental Unit — BLEU), której celem było między innymi prowadzenie studiów nad zastosowaniem automatycznego lądowania. Pierwsze próby automatycznego lądowania przeprowadzono w 1949 r. Urządzenie zastosowane w przyszłości na samolocie „Concorde” pozwoli nie tylko na zwiększenie bezpieczeństwa lotu, ale również na oszczędność paliwa w wyniku precyzyjnego podejścia do lądowania.

Na lotnisku Heathrow dwie drogi startowe wyposażone są już w urządzenia radionawigacyjne pozwalające na dokładne utrzymywanie ścieżki schodzenia w trudnych warunkach meteorologicznych.

Lotnisko ma dobrze rozwinięte zaplecze techniczne. Znajdują się tutaj centralne warsztaty remontowe przedsiębiorstwa BEA (British European Airways) i BOAC (British Overseas Airways Corporation).



lotnicze porty świata

LONDYN - HEATHROW

W tablicy opublikowanej w nrze 1 z 1969 r. TLiA lotnisko Heathrow znajduje się na czwartej pozycji wśród potentatów światowych. W roku 1967 obsłużyło ono około 210 tys. samolotów i ponad 12 mln pasażerów. Pozycję tę lotnisko utrzymuje, a roczny przyrost

pasażerów wynosi ponad 15%. Przewiduje się, że w 1971 r. ruch na lotnisku Heathrow będzie dwukrotnie większy aniżeli w 1965 roku, osiągając około 20 mln pasażerów. Liczbę tę należy traktować jako maksymal-

Dalszy ciąg na III str. okładki

