



**technika
lotnicza
i astronautyczna**

12
1970

technika lotnicza
astronautyczna

MIESIĘCZNIK
SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XXV

GRUDZIEŃ

Zeszyt 12

Adres Redakcji: Warszawa, ul. Czackiego 3/5,
tel. 27-70-09

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

SPIS TREŚCI

W. Kordziński: Jakie silniki lotnicze należy rozwijać w Polsce?	Str. 1
C. Wronkowski: Znaczenie badań kosmicznych dla rozwoju postępu naukowo-technicznego	5
E. Ruszkowska: Powietrzne przewozy czarterowe. Geneza ich powstania w aspekcie ekonomicznym	7
W. Surowiak: Tworzywa sztuczne o dużej odporności cieplnej i ich zastosowanie	11
J. Wyganowski: Awaryjna ewakuacja samolotu	16
J. Osos: Wskazówki ułatwiające prognozę pogody dla lotniska Warszawa-Okęcie	20
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI GŁÓWNEJ KOMUNIKACJI LOTNICZEJ SITK	23
NOWOŚCI TECHNICZNE	24
SYLWETKI POLSKICH KONSTRUKTORÓW LOTNICZYCH	
Czesław M. Zbierański — J. Kędziński	29
WIADOMOŚCI Z TERENU	
Wicepremier Stanisław Kociolek w WSK Mieleniec — S. Orczykowski	30
Najlepsze Kolo SIMP w Oddziale Rzeszów	
S. Orczykowski	30
ROZNY SPIS TREŚCI ZA ROK 1970	31
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZEJ SIMP	II okł.
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI GŁÓWNEJ KOMUNIKACJI SITK	
Sprawozdanie z narady zorganizowanej przez Sekcję Komunikacji Lotniczej SITK w Gdańsku	III okł.
LOTNICZE PRZEDSIĘBIORSTWA ŚWIATA „Swissair”	IV okł.



WYDAWNICTWA

CZASOPISM

TECHNICZNYCH NOT

Warszawa

Czackiego 3/5

Redaktor naczelny:
mgr inż. Stefan Sulikowski

Sekretarz redakcji:
M. Klara Szurmak

Redaktorzy działowi:

dr B. Dostatni, mgr inż. A. Gołdźnowski, inż. A. Hadrawa, mgr inż. W. Kordziński, mgr inż. S. Lassota, inż. K. Szumielewicz, mgr inż. W. Zaręba

Rada Programowa:

Prof. dr inż. W. Fiszdón, dr inż. H. Grzegorzczak, mgr inż. E. Kotodziński, mgr M. Kowieski, red. Jerzy R. Konieczny, mgr inż. J. Kucharski, mgr inż. A. Lewkowicz, prof. mgr inż. H. Muster, mgr inż. W. Nowakowski, mgr inż. W. Pietrzak, gen. dyw. pil. J. Raczkowski, mgr inż. M. Sikorski, mgr inż. S. Sulikowski, prof. dr I. Tarski, mgr inż. W. Wilanowski.

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

Wrocławska Drukarnia Dzielowa. Zam. 909/C — C-20
Nakład 1750 egz. Papier druk. sat. kl. IV, 70 g, 61 × 86.

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

KORDZIŃSKI W.

621.431-75(438)

Развитие авиационной промышленности в Польше требует быстрой разработки и внедрения в производство турбореактивного двигателя, имеющего тягу порядка 1500 кг, и турбовинтовых двигателей мощностью около 800 л.с., а также решения проблем поршневых двигателей для привода учебных и спортивных самолетов. Реактивный двигатель должен быть геометрически увеличенным двигателем SO-1, что значительно сократит цикл его развития. Турбодвигатель с валом следует конструировать с двумя валами в реверсивной системе, что даст возможность всемерно его использовать. Необходимые поршневые двигатели должны производиться по чехословацкой лицензии, однако, независимо от этого следовало бы приступить к разработке семейства отечественных двигателей мощностью от 150 до 300 л.с.

WRONKOWSKI C.

629.78.001

Очень часто подвергается сомнению практическое значение космических исследований. Однако пригодность астронавтики нельзя рассматривать с точки зрения непосредственной материальной пользы, ибо сейчас нельзя даже предусмотреть, что окажется в космосе пригодным для человека. Уже в период первого деятеля космических исследований удалось интенсифицировать многие области науки и техники, а также добиться достижений в таких областях, как спутниковые телекоммуникационные или метеорологические системы.

RUSZKOWSKA E.

388.9

Авиационному чартеру, его истории и развитию посвящена настоящая статья, в которой представлено соперничество регулярных авиалиний и авиационных обществ, занимающихся чартерными перевозками, а также их финансовые достижения.

SUROWIAK W.

678.01:536.495

В первой части статьи рассмотрена термическая прочность синтетических материалов, методы ее повышения, а также приведены результаты работы в области создания искусственных смол, обладающих особенно высокой термической прочностью. Во второй части статьи описано применение синтетических материалов, обладающих большой термической прочностью, в авиации и астронавтике.

OSOS J.

551.509.34:656.71

Автор представляет в описательной и схематической форме прогнозы погоды, горизонтальной видимости и основания облаков на аэродроме Варшава-Женце в зависимости от направления ветра. Эта проблема рассмотрена в общем виде для всего года, а также для летней половины года, когда имеются более благоприятные условия для полета, и для зимней половины года — более трудного периода для авиации. Кроме того, автор указывает, как следует поступать в зимний период, во время плохой погоды.



technika lotnicza i astronautyczna

MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH

Mgr inż. WALERIAN KORDZIŃSKI

621.431.75(438)

JAKIE SILNIKI LOTNICZE NALEŻY ROZWIJAĆ W POLSCE?

Dalszy rozwój przemysłu lotniczego w Polsce wymaga jak najszybszego opracowania i wprowadzenia do produkcji turbinowego silnika odrzutowego o ciągu ok. 1500 kG i turbinowego silnika wałowego — śmigłowego i śmigłowcowego — o mocy ok. 800 KM oraz rozwiązania zagadnienia silników tłokowych do napędu samolotów szkolnych i sportowych. Silnik odrzutowy powinien być geometrycznym powiększeniem silnika SO-1, co znacznie skróci jego cykl rozwojowy. Turbinowy silnik wałowy należy rozwinąć w dwuwałowym układzie odwróconym, co zapewni mu dużą wszechstronność zastosowań. Istnieje potrzeba przystąpienia do opracowania rodziny własnych silników o zakresie mocy od 150 do 300 KM.

Wszyscy specjaliści lotniczy zdają sobie sprawę z konieczności rozwoju przemysłu lotniczego w Polsce. Nie ma więc potrzeby powtarzania tu powszechnie znanych prawd na temat gospodarczych korzyści, jakie przynosi ten przemysł. Warto jednak przypomnieć, że wiele małych lub słabo uprzemysłowionych i zacofanych krajów usiłuje w miarę swoich możliwości uczestniczyć w rozwoju lotnictwa, przy czym częstokroć są to kraje bez żadnych tradycji lotniczych. Wystarczy tu wymienić Szwajcarię, Holandię, Belgię, Hiszpanię, Czechosłowację, Rumunię, Jugosławię, Egipt, Izrael, Indie, Brazylię, Argentynę, Peru, Indonezję, Australię i Nową Zelandię. A przecież Polska nie jest krajem małym, a jej potencjał przemysłowy zajmuje podobno 11 miejsce w świecie.

Różne są przyczyny obecnej stagnacji naszego przemysłu lotniczego. Bez wątplenia jedną z najpoważniejszych jest brak odpowiednich silników.

Problem silnikowy był już w okresie międzywojennym słabą stroną polskiego przemysłu lotniczego. Radzono sobie wówczas przez zakup rozsądnych licencji, które zaspokajały doraźne potrzeby lotnictwa. Wprawdzie istniały również własne konstrukcje (G-1620, GR-760, „Czarny Piotruś”, „Foka”) jednak z wyjątkiem challenge’owego „Czarnego Piotrusia” nie odegrały one większej roli.

Obecnie sytuacja jest o tyle gorsza, że zakupienie odpowiednich czy nawet gotowych silników napotyka na poważne przeszkody (dewizy, embargo). I dlatego dalszy rozwój polskiego przemysłu lotniczego w najbar-

ziej racjonalnych kierunkach będzie możliwy tylko wówczas, gdy opracowane zostaną własne silniki.

Analiza przyszłych kierunków rozwoju krajowych konstrukcji lotniczych oraz ogólnych tendencji rozwojowych lotnictwa na świecie wskazuje na konieczność szybkiego opracowania i uruchomienia produkcji dwóch typów silników lotniczych:

- jednoprzepływowego silnika odrzutowego o ciągu ok. 1500 kG
- turbinowego silnika wałowego, śmigłowego i śmigłowcowego, o mocy wyjściowej ok. 800 KM

oraz rozwiązania problemu silników tłokowych do napędu lekkich samolotów.

Opracowanie silnika odrzutowego o ciągu ok. 1500 kG umożliwiłoby budowę nowoczesnego samolotu treningowego i — zgodnie z obecnymi tendencjami światowymi. Mógłby on być produkowany dla wszystkich krajów RWPG. Zakup licencji na omawiany silnik nie miałby ani technicznego ani ekonomicznego uzasadnienia. Zresztą ze względów dewizowych i innych (np. embargo) pod uwagę można by brać jedynie licencję ze Związku Radzieckiego, który jednak silnika takiego nie posiada. Produkowany w ZSRR silnik dwuprzepływowy o ciągu 1500 kG — jest to silnik AI-25 napędzający samolot na linii lokalne Jak-40 — nie nadaje się do napędu samolotu o wysokich osiągnięciach ze względu na duży stosunek wydatków (2 : 1) i wynikający stąd znaczny spadek ciągu z prędkością lotu (przy prędkości odpowiadającej $Ma = 1,0$ miałby on mniejszy ciąg niż silnik SO-1 o ciągu startowym 1000 kG). Niewiele pod

tym względem różniłyby się również projektowane w Czechosłowacji do samolotu L-39 modyfikacje silnika AI-25. Wadą silnika AI-25 jest poza tym jego znaczny przekrój czołowy. Silnik jest kosztowny w produkcji w związku ze swą skomplikowaną konstrukcją i zastosowaniem na szeroką skalę stopów tytanowych. Również jego obsługa jest kosztowna i wymaga większych umiejętności personelu technicznego.

Jak wiadomo, opracowanie i wprowadzenie do produkcji silnika trwa normalnie znacznie dłużej niż płatowca. Z tego powodu konieczne byłoby jak największe skrócenie cyklu rozwojowego nowego silnika odrzutowego. Można to osiągnąć jedynie przez zmodelowanie w górę (powiększenie geometryczne) silnika SO-1 „Kaszub”.

Powiększenie geometryczne istniejącego silnika umożliwiłoby — poza skróceniem okresu i zmniejszeniem kosztów opracowania nowego silnika — wykorzystanie wszystkich doświadczeń zdobytych w czasie rozwoju silnika SO-1 i przedłużenie w ten sposób „życia” tego silnika, którego dopracowanie konstrukcji trwało wiele lat.

Doświadczenia te i wyniki przeprowadzonych badań silnika SO-1 i jego zespołów pozwolą na wprowadzenie jeszcze w okresie projektowania nowego silnika udoskonaleń i zmian, które poprawią charakterystyki silnika i zwiększą jego trwałość. Dotyczy to w szczególności sprężarki, którą obecnie można prawidłowo zmodyfikować na podstawie wyznaczonych już charakterystyk zewnętrznych i wewnętrznych. Modyfikacja sprężarki łącznie z zastosowaniem zaworu upustowego (przeciw-pompażowego) — który poza swym zasadniczym zadaniem zapewni większą swobodę w doborze warunków współpracy sprężarki z turbiną — umożliwi zwiększenie sprężu (do ok. 5,0 : 1), a także zwiększenie sprawności sprężarki przy maksymalnej prędkości obrotowej i zmniejszenie naprężeń od drgań w łopatkach przednich stopni w zakresie mniejszych prędkości obrotowych; zmniejszenie naprężeń przyczyni się oczywiście do zwiększenia trwałości silnika. Nieduża zmiana w ukształtowaniu części wlotowej komory żarowej powinna spowodować zwiększenie równomierności rozkładu temperatury przed turbiną i zmniejszenie strat ciśnienia w komorze spalania. Zwiększenie równomierności rozkładu temperatury i zastosowanie lepszych materiałów na elementy turbiny, w szczególności na jej łopatki, umożliwi podwyższenie temperatury przed turbiną i zwiększenie w ten sposób jednostkowego ciągu silnika. Poważniejszą zmianę stanowiłoby ewentualne wprowadzenie zabezpieczenia wlotu silnika przed oblodzeniem (za pomocą gorącego powietrza ze sprężarki). Dzięki udoskonalonej sprężarce i podwyższonej temperaturze przed turbiną oraz w związku z prawem pierwiastka kwadratowego modelowania silników nowy silnik miałby mniejszy ciężar jednostkowy niż silnik SO-1.

Na zarzut, że silnik będący geometrycznym powiększeniem silnika SO-1 nie przedstawia postępu technicznego w konstrukcji silników odrzutowych i nie odpowiada poziomowi światowemu w tej dziedzinie, można odpowiedzieć, iż w klasie silników odrzutowych o ciągu do 2000 kG obok amerykańskich silników General Electric J85 najszerze zastosowanie znajdują silniki o bardzo prostej konstrukcji — silniki Bristol Siddeley „Viper”. Różne wersje tych silników [1] są eksploatowane

już od ok. 15 lat napędzając latające cele, samoloty treningowe i ich wersje bojowe oraz samoloty służbowe. Poważniejsze zmiany w układzie tych silników (stopień przydźwiękowy sprężarki, dwustopniowa turbina) wprowadzono dopiero w ich najnowszej wersji (seria 600), która zresztą nie weszła jeszcze do produkcji. Silniki „Viper” ustępują pod względem gabarytów i jednostkowego ciężaru bez porównania bardziej skomplikowanym silnikom J85*, górują natomiast nad nimi mniejszymi kosztami produkcji, łatwiejszą obsługą i większą niezawodnością pracy. Drugim przykładem małych silników odrzutowych o prostej konstrukcji są japońskie silniki IHI J3.

Projektowanie zupełnie nowego silnika (o większym sprężu, z dwustopniową turbiną) byłoby w konkretnych warunkach zdecydowanym błędem [1]. Osiowa, jednozespółowa sprężarka o dużym sprężu stwarza bardzo poważne problemy związane z zapasem statecznej pracy i drganiami łopatek pierwszych stopni. Wymagana przy dużym sprężu daleko posunięta mechanizacja sprężarki znacznie komplikuje zarówno konstrukcję silnika, jak i jego układ zasilania. Konstrukcję komplikuje również dwustopniowa turbina, potrzebna do napędu sprężarki o większym sprężu. Niewskazane byłyby także próby zastosowania w nowym silniku przydźwiękowego pierwszego stopnia sprężarki. Stopień przydźwiękowy można wprowadzić dopiero w późniejszych wersjach silnika po przeprowadzeniu niezbędnych prac badawczych i opanowaniu wszystkich problemów stopni przydźwiękowych.

Dzięki możliwościom pełnego wykorzystania wszystkich doświadczeń zdobytych w czasie rozwoju silnika SO-1 i wyników wieloletnich jego badań oraz stoisk badawczych, hamowni naziemnych i hamowni latającej nastąpiłoby znaczne skrócenie cyklu projektowego i cyklu badawczego nowego silnika, a tym samym znaczne zmniejszenie kosztów jego rozwoju. Ocenia się, że omawiany silnik mógłby być wprowadzony do produkcji w ciągu 3 do 4 lat, a koszty jego rozwoju nie przekroczyłyby 80 mln złotych.

Opracowanie i wprowadzenie do produkcji turbinowego silnika wałowego — w wersji śmigłowej i śmigłowcowej — o mocy ok. 800 KM jest sprawą niezmiernie ważną i pilną, ponieważ brak takiego silnika uniemożliwia rozwój samolotów i śmigłowców typów najbardziej w kraju potrzebnych (a także bardzo popularnych na świecie) i leżących w granicach możliwości polskiego przemysłu lotniczego. Problemu tego nie można rozwiązać przez zakupienie licencji w Związku Radzieckim, ponieważ istniejące tam dwa typy turbinowych silników wałowych o zbliżonej mocy — GTD-550 i TWD-10, przy czym pierwszy jest dopiero na etapie prób — nie odpowiadałyby potrzebom krajowym ze względu na swą skomplikowaną konstrukcję wynikającą z dużego sprężu (silnik GTD-550 ma przy tym sprężarkę czysto osiową, bardzo niekorzystną w przypadku silników o małej mocy). Poza tym silnik GTD-550 jest silnikiem jednowałowym, nie nadaje się więc do napędu śmigłowców [2, 3], natomiast TWD-10 jest typowym silnikiem śmigłowcowym o układzie utrudniającym zabudowę go na płatowcu. Rozwijany obecnie w Czechosłowacji silnik M-601C ma za małą moc, a co ważniejsze — zbyt małe możliwości jej zwiększenia (wydatek

* Pod względem jednostkowego zużycia paliwa oba silniki różnią się bardzo niewiele.

powietrza tego silnika wynosi 3,0 kG/s). Zresztą ze względów oczywistych bardziej celowe jest wykorzystanie istniejącego w kraju potencjału naukowo-badawczego do opracowania własnego silnika dostosowanego w sposób optymalny do potrzeb krajowych.

Moc wyjściową silnika 800 KM uważać można za najbardziej odpowiednią, ponieważ silnik o takiej mocy nadaje się do napędu dwusilnikowego śmigłowca wielozadaniowego klasy 4000 kG, dwusilnikowego samolotu wielozadaniowego klasy 6000 kG i jednosilnikowego samolotu wielozadaniowego klasy 3000 kG. Dwusilnikowe śmigłowce wielozadaniowe — zarówno cywilne, jak i wojskowe — klasy 4000 kG przedstawiają obecnie najbardziej na świecie poszukiwany i najbardziej perspektywiczny typ śmigłowca. Uważa się, że śmigłowce tej klasy najdłużej zachowują układ „czystego” śmigłowca i będą podlegać najmniejszym zmianom konstrukcyjnym, dzięki czemu teraz zbudowany śmigłowiec można będzie eksploatować jeszcze w latach osiemdziesiątych i dziewięćdziesiątych. Również dwusilnikowe samoloty wielozadaniowe z turbinowym napędem śmigłowym, w szczególności w wersji pasażerskiej, na linie lokalne, są w tej chwili bardzo popularne. Znamienne jest, że samoloty tego typu projektują i budują także kraje o ograniczonych możliwościach w dziedzinie lotnictwa, jak Czechosłowacja, Hiszpania, Izrael, Kanada, Brazylia, Argentyna i Australia. (Zdaniem autora wprowadzenie na połączenia wewnętrzne PLL „Lot” samolotu klasy 6000 kG z turbinowymi silnikami śmigłowymi mogłoby poważnie zmniejszyć deficyt w przewozach krajowych). Warto przypomnieć, że możliwe jest wykorzystanie silników o mocy 800 KM do napędu czterosilnikowych samolotów na linie lokalne. Jak wiadomo stosowanie czterech silników zamiast dwóch o tej samej łącznej mocy jest podyktowane dążeniem do skrócenia startu samolotu.

Silnik o mocy 800 KM daje możliwości budowy w razie potrzeby — bez wprowadzania poważniejszych zmian konstrukcyjnych — wersji o mocy krótkotrwałej ok. 900 KM i wersji o mocy zdławionej do ok. 700 KM.

Pogląd, że w kraju powinien być rozwijany silnik o większej mocy (ok. 1200 KM) nie wydaje się słuszny, gdyż silnik taki wymagałby opracowania większych i szybszych, a tym samym bardziej skomplikowanych i kosztownych samolotów i śmigłowców, co w naszych warunkach byłoby trudne do realizacji i nie miałyby ekonomicznego uzasadnienia. Również rozwój samego silnika byłby kosztowniejszy z uwagi na konieczności zaangażowania większych energii do prób zespołów silnika i kompletnych silników.

Należy zresztą pamiętać, że w wyniku rozwoju silnika nastąpiłby wzrost jego mocy. Wszystkie stosowane obecnie silniki turbinowe miały na początku swego cyklu rozwojowego znacznie mniejsze moce, które następnie stopniowo zwiększano przez doskonalenie poszczególnych zespołów i ich współpracy, zwiększanie wydatku powietrza i podwyższanie temperatury przed turbiną. Jest to najsluszniejszy sposób postępowania, gdy chce się uzyskać silnik o małym ciężarze jednostkowym i małym jednostkowym zużyciu paliwa, a równocześnie o dużej trwałości i niezawodności. Poza tym w razie zaistnienia konieczności zastosowania silnika o większej mo-

cy geometryczne powiększenie silnika nie przedstawiałoby żadnych trudności i mogłoby być wykonane bardzo szybko.

Bardzo istotną rzeczą jest wybór odpowiedniego układu silnika, układu, który z jednej strony zapewniłby wszechstronność zastosowań silnika, a z drugiej — możliwie największą prostotę konstrukcji przy odpowiednio wysokich osiągnięciach i wskaźnikach.

Ponieważ silnik byłby przeznaczony również do napędu śmigłowców, należałoby go rozwiązać w układzie dwuwałowym, tj. z oddzielną turbiną napędową. Zalety układu dwuwałowego w zastosowaniu do śmigłowców zostały szczegółowo przedstawione w [2] i [3]. Również w napędzie samolotów silniki dwuwałowe mają wyraźną przewagę nad jednwałowymi, co zostało omówione w [4].

Aby ograniczyć do minimum różnice w konstrukcji wersji śmigłowej i śmigłowcowej najbardziej celowe jest zastosowanie odwróconego układu silnika, tj. układu z turbinami umieszczonymi z przodu, a sprężarką z tyłu silnika, promieniowym wlotem (z siatką ochronną) i skrzynią napędów wraz z osprzętem na ścianie czołowej wlotu. Należy tu przypomnieć, że promieniowy wlot w znacznym stopniu zabezpiecza przed oblodzeniem wlotu sprężarki i przed zanieczyszczeniami — patrz [4].

Jeżeli chodzi o układ sprężarki, to z powodów przedstawionych w [3] najbardziej optymalnym rozwiązaniem jest zastosowanie sprężarki typu mieszanej, tj. osiowo-odśrodkowej. Sprężarka powinna mieć trzy stopnie osiowe, gdyż z jednej strony pozwoli to uniknąć zbyt małych łopatek, a z drugiej — umożliwi uzyskanie odpowiedniego sprężu bez zbytniego obciążania stopnia odśrodkowego, co odbiłoby się niekorzystnie na jego sprawności.

Sprężarka czysto odśrodkowa, dwustopniowa, nie może być brana pod uwagę, ponieważ brak w kraju doświadczeń w dziedzinie takich sprężarek nie pozwoliłby na zbudowanie w odpowiednio krótkim czasie sprężarki tego typu o dostatecznie dużej sprawności. Dwustopniowa sprężarka odśrodkowa zwiększyłaby poza tym gabaryty i ciężar silnika, a przede wszystkim jednostkowe zużycie paliwa.

Przyjęcie mieszanej sprężarki i wynikające stąd zwiększenie średnicy silnika uczyniłoby celowym zastosowanie zwrotnej komory spalania, która pozwoliłaby na umieszczenie turbin wewnątrz komory i skrócenie w ten sposób silnika, a co za tym idzie — ułożyskowanie wytwornicy tylko na dwóch łożyskach. W związku z poważnymi krajowymi doświadczeniami w zakresie zasilania komór spalania przy użyciu odparowувачы paliwa wskazane byłoby zastosowanie właśnie tego systemu zasilania komory. System ten jest poza tym mało wrażliwy na zanieczyszczenia w paliwie i na zmiany współczynnika nadmiaru powietrza oraz wytwarza mało nagaru w komorze i dymu w spalinach.

Ze względu na prostotę konstrukcji przyjąć należy jednostopniową turbinę wytwornicy i jednostopniową turbinę napędową.

W wersji śmigłowcowej wał turbiny napędowej byłby połączony, zgodnie z obecnymi tendencjami, bezpośrednio z przekładnią główną śmigłowca, czyli silnik nie

miałby własnego reduktora, co uprościłoby jego konstrukcję.

Do wersji śmigłowej silnika możliwe jest bezpośrednie zaadaptowanie układu zasilania licencyjnego silnika GTD-350 (jest on silnie przewymiarowany, dzięki czemu pozwala na uzyskanie dużych wydatków paliwa).

Układ ten jest zaopatrzonej w regulator prędkości obrotowej turbiny napędowej i w ogranicznik prędkości obrotowej wytwnicy. Regulator prędkości obrotowej utrzymuje stałą prędkość obrotową turbiny napędowej, niezależnie od zmian obciążenia wirnika śmigłowca, oddziałując na układ zasilania silnika. Jest to więc system sterowania typowy dla silników śmigłowych.

W przypadku wersji śmigłowej silnika konieczne byłoby tylko przełączenie regulatora prędkości obrotowej na wytwnicę, a ogranicznika prędkości obrotowej — na turbinę napędową (taki układ sterowania miała zresztą wcześniejsza wersja silnika GTD-350). W silniku śmigłowym utrzymywanie stałej prędkości obrotowej śmigła (turbiny napędowej) odbywa się bowiem za pomocą regulatora śmigła zmieniającego odpowiednio jego skok, natomiast regulator wytwnicy oddziałuje na układ zasilania utrzymując wybraną przez pilota prędkość obrotową wytwnicy. Stosowany w niektórych silnikach śmigłowych system sterowania mocą (tj. system zbliżony do systemu sterowania silnikami śmigłowcowymi) nie wydaje się w konkretnym przypadku celowy, gdyż pociąga on za sobą dodatkowe komplikacje — patrz [4]. Układ sterowania silnika GTD-350 ogranicza wydatek paliwa w normalnej temperaturze otoczenia zwiększając go z jej wzrostem, co zapewnia stałą moc silnika w wyższych temperaturach otoczenia.

Omówiony układ silnika rzutuje w dużym stopniu na parametry gazodynamiczne silnika.

Spręż silnika ogranicza zarówno przyjęta ilość stopni osiowych sprężarki, jak i jednostopniowa turbina wytwnicy. Poza tym ze względu na wersję silnika o zwiększonej mocy startowej (co uzyskano by m.in. przez zwiększenie prędkości obrotowej wytwnicy i zmianę kątów ustawienia kierownic stopni osiowych sprężarki) i wzrost prędkości obrotowej wytwnicy w wyższych temperaturach otoczenia — wskutek wzrostu wydatku paliwa — należy zapewnić możliwość zwiększenia obciążenia sprężarki. W związku z powyższym za optymalną wartość sprężu w warunkach startowych można uznać 6,0 : 1.

Temperaturę przed turbiną ograniczają głównie materiały zastosowane na elementy turbiny, przede wszystkim na jej łopatki. Stosując materiały z silnika GTD-350 i bacząc, aby uzyskać zbliżoną wartość wyrażenia $\omega^2 F$ nie należałoby na pierwszym etapie rozwoju silnika przekraczać temperatury 900 °C.

Obliczenia gazodynamiczne wykazują, że silnik o proponowanym układzie i parametrach miałby w wersji o mocy 800 KM jednostkowe zużycie paliwa ok. 0,305 kG/KMh, a moc jednostkową ok. 218 kG/kG/s (obie wartości w odniesieniu do mocy na wale). Jego wydatek powietrza wynosiłby ok. 3,7 kG/s. Ciężar silnika w wersji śmigłowej (a więc z reduktorem) można szacować na ok. 150 kG.

Możliwości opracowania w kraju silnika o opisanym układzie są zupełnie realne. Opracowanie takiego silnika nie wymagałoby poważniejszych inwestycji, gdyż istnieją już stoiska do badań gazodynamicznych posz-

czególnych zespołów silnika, stoiska do badań elementów konstrukcji, stoiska do badań wytrzymałościowych i hamownie do badań całych silników; hamownie do badań silników odrzutowych można by wykorzystać do badań wytwnicy silnika. Istotny jest poza tym fakt dysponowania dużym zasobem zdobytych w czasie rozwoju silnika SO-1 doświadczeń z dziedziny projektowania, konstrukcji i badań silników turbinowych oraz oprowadzania zagadnień produkcyjnych i nowych technologii (np. elektrolitycznej obróbki łopatek i wirników odśrodkowych sprężarek) silników turbinowych różnych typów. Wszystko to powinno przyczynić się do skrócenia cyklu opracowania nowego silnika i do zmniejszenia jego kosztów.

Okres od rozpoczęcia projektu do wprowadzenia do produkcji silnika w wersji śmigłowej oceniać można na 6 do 7 lat, przy czym koszty realizacji tematu wyniosłyby ok. 120 mln zł. Oczywiście, równocześnie biegłyby prace nad zespołami (reduktor, układ sterowania) wersji śmigłowej silnika.

Wprawdzie okres rozwoju silnika byłby stosunkowo długi, lecz należy pamiętać o tym, że silniki tego typu będą stosowane jeszcze przez wiele lat, gdyż jak dotychczas stanowią one najkorzystniejszy rodzaj napędu śmigłowców i samolotów wspomnianej klasy. Nie wydają się również uzasadnione obawy, że w przyszłości silniki turbinowe o prostej konstrukcji utracą swe znaczenie na rzecz bardziej skomplikowanych silników o wyższych osiągnięciach i wskaźnikach. Obecne tendencje rozwojowe wskazują na to, że oba rodzaje silników będą rozwijać się równolegle, gdyż silniki o skomplikowanej konstrukcji i „wyżłowanych” parametrach nie we wszystkich warunkach i nie do wszystkich zadań będą mogły znaleźć zastosowanie.

Gdy się rozważa celowość przystąpienia do opracowania turbinowego silnika wałowego, należy także brać pod uwagę fakt, że cena silników o układzie podobnym do proponowanego wynosi ok. 260 dol. za 1 kG, co czyni z nich najbardziej chyba opłacalny rodzaj produkcji.

Nie można nie doceniać trudności budowy w kraju turbinowego silnika wałowego. I dlatego niezmiernie ważne znaczenie miałaby właściwa organizacja prac nad silnikiem i postawienie na czele programu człowieka dobrze orientującego się w całości zagadnienia, danie mu swobody decyzji w zasadniczych kwestiach i równocześnie odciążenie od załatwiania spraw formalnych.

Następny etap rozwoju silnika powinien polegać na zwiększaniu jego trwałości międzynaaprawczej aż do osiągnięcia ok. 2000 h oraz doskonaleniu pod względem sprawności poszczególnych zespołów silnika, przede wszystkim sprężarki i turbiny wytwnicy. Należałoby dążyć — po opanowaniu zagadnień związanych ze sprawnością wysoko obciążonych stopni osiowych i stopnia odśrodkowego sprężarki — do zmniejszenia ilości stopni osiowych sprężarki do dwóch, m.in. przez zastosowanie stopni przydźwiękowych. Dopracowanie sprężarki i turbiny wytwnicy pod względem gazodynamicznym, a także wytrzymałościowym, pozwoliłoby na znaczne przesunięcie punktu obliczeniowego silnika w kierunku większych prędkości obrotowych (a tym samym większych sprężów i wydatków) oraz na podwyższenie temperatury przed turbiną do 1000 °C. W wyniku uzyskałoby się zwiększenie mocy silnika do 1200—1300 KM i zmniejszenie jednostkowego zużycia paliwa do ok. 0,260 kG/KMh przy nie zmienionym ciężarze.

W dalszej przyszłości silnik mógłby stać się podstawą opracowania silnika dwuprzepływowego o dużym stosunku wydatków i ciągu rzędu 1000 kG na wzór silnika UACL JT15D.

Nie jest żadną tajemnicą, że w naszych aeroklubach daje się odczuwać wręcz katastrofalny brak sprzętu do szkolenia pilotów [5, 6]. Sytuacja ta jest spowodowana przede wszystkim brakiem odpowiednich silników tłokowych, które umożliwiłyby opracowanie i produkcję samolotów szkolnych. Nieuzasadniona decyzja zaniechania produkcji silnika WN-1 o mocy 70 KM (silnik ten miał zresztą duże możliwości rozwojowe w kierunku zwiększenia mocy), niezaangażowanie odpowiednich środków w rozwój silnika WN-6 o mocy 220 KM i w końcu przerwanie prac nad tym silnikiem na etapie prób prototypów i zrezygnowanie z rozpoczęcia prac nad nowym silnikiem o tej samej mocy (uzasadniono to możliwością zakupu licencji lub gotowych silników za granicą, czego jednak nie zrobiono) — oto przyczyny, z powodu których opracowanie obecnie samolotu szkolnego (sportowego) na potrzeby krajowe stanowi nielada problem.

Ze względu na długi okres rozwoju silnika do chwili wprowadzenia go do produkcji problemu tego nie można rozwiązać w oparciu o własne konstrukcje. Aktualna sytuacja wymaga rozwiązań doraźnych. Najlepszym rozwiązaniem wydaje się zakupienie gotowych silników w Czechosłowacji [7]. Oczywiście, samoloty przeznaczane na eksport do krajów zachodnich byłyby wyposażone w silniki Continental lub Lycoming.

Fakt opracowania ostatnio przez firmy Lycoming i Continental nowej generacji lotniczych silników tłokowych pozwala przewidywać, że silniki tłokowe jeszcze przez długi okres czasu będą stanowić napęd lekkich samolotów. Dlatego wydaje się wskazane przystąpienie — niezależnie od zakupów w Czechosłowacji — do rozwoju własnej rodziny silników tłokowych o zakresie mocy od ok. 150 do ok. 300, a nawet 400 KM. Silniki, w układzie „bokser”, budowane w wersjach 4- i 6-, a nawet 8-cylindrowej, z doładowaniem i bez doładowania, z reduktorem i bez reduktora, powinny być oparte o wspólne elementy i zespoły, np. cylindry, głowice, tłoki itp. Program, obliczony na wiele lat, mógłby być realizowany z pomocą Instytutu Lotnictwa, Politechniki i WATu.

•

Niniejszy artykuł został w dużym stopniu oparty o opracowanie wykonane przez autora dla Koła Lotniczego SIMP w 1969 r. Zawarte w nim postulaty i poglądy pokrywają się na ogół z poglądami innych specjalistów lotniczych na przyszłe kierunki rozwoju lotnictwa w Polsce.

Literatura

1. Kordziński W.: *Kierunki i perspektywy rozwoju silników odrzutowych o ciągu do 2000 kG*, „Technika Lotnicza i Astronautyczna” 1970, nr 9.
2. Kordziński W.: *Kilka uwag na temat turbinowych silników śmigłowych*, „Technika Lotnicza i Astronautyczna” 1967, nr 12.
3. Kordziński W.: *Tendencje w rozwoju napędów śmigłowych*, „Technika Lotnicza i Astronautyczna” 1969, nr 10.
4. Kordziński W.: *Tendencje w budowie turbinowych silników śmigłowych o małej i średniej mocy*, „Technika Lotnicza i Astronautyczna” 1970, nr 6 i 7.
5. Sołtyk W.: *Perspektywy polskiego przemysłu lotniczego*, „Technika Lotnicza i Astronautyczna” 1969, nr 10.
6. Orczykowski S.: *Spór o samolot sportowy*, „Technika Lotnicza i Astronautyczna” 1970, nr 9 i 10—11.
7. Glass A.: *Główne problemy polskiego przemysłu lotniczego*, „Technika Lotnicza i Astronautyczna” 1969, nr 12.

Często dają się słyszeć opinie podające w wątpliwość praktyczne znaczenie badań kosmicznych. Jednak użyteczności astronautyki nie można rozpatrywać w kategoriach doraźnych korzyści materialnych, gdyż obecnie nie można nawet przewidzieć, co człowiek znajdzie dla siebie pożytecznego w kosmosie. Już pierwsze dziesięciolecie badań kosmicznych przyniosło intensyfikację wielu dziedzin techniki i nauki oraz tego rodzaju osiągnięcia powszechnego użytku, jak satelitarne systemy telekomunikacyjne i meteorologiczne.

ZNACZENIE BADAŃ KOSMICZNYCH DLA ROZWOJU POSTĘPU NAUKOWO-TECHNICZNEGO

Czy poza względami emocjonalnymi badania kosmiczne mają dla szerszego ogółu społeczeństwa jakieś znaczenie, czy przynoszą jakiś pożytek? Czy wydatkowanie setek miliardów dolarów na loty kosmiczne jest sensowne, gdy 2/3 ludzkości cierpi materialny i intelektualny niedostatek? Czy wreszcie angażowanie setek tysięcy wysoko kwalifikowanych specjalistów do prac związanych z planami kosmicznymi jest godne poparcia, gdy tyle spraw nie rozwiązanych mamy na Ziemi? Te i podobne pytania stawiają sobie ludzie śledząc coraz bardziej sensacyjne doniesienia i sprawozdania z kolejnych wypraw w Kosmos. Głosem pełnym zachwytu towarzyszą często słowa ostrej krytyki, jeśli nie wręcz odmawiające celowości powyższym poczynaniom i zamierzeniom.

Brak świadomości społecznej użyteczności tych badań i przedsięwzięć uniemożliwia obiektywną ocenę badań kosmicznych. Nikła wiedza przyrodniczo-techniczna ogółu społeczeństw, w tym również i naszego, umożliwia rozpatrywanie korzyści stąd wypływających jedynie w kategoriach emocjonalnych. Przed dziesięciu laty B. Suchodolski pisał, iż w szerszych kołach społecznych istnieje bardzo żywe zainteresowanie fizyką, ale przedstawienie laikom osiągnięć tej dyscypliny wiedzy nie jest możliwe. Podobnie ma się dziś rzecz z całokształtem wiedzy astronautycznej, czy chociażby wiedzy o znaczeniu badań kosmicznych dla ludzkości. Dostyc naiwne poglądy na temat badań kosmicznych można znaleźć nawet w bardzo poczytnych czasopismach, jak np. „Życie Warszawy”.

W dodatku tygodniowym „Życia Warszawy” — „Życie i Nowoczesność” z dnia 2 czerwca 1970 r. — można zna-

leżć np. taką ocenę lotów kosmicznych: „Lądowanie paru nowoczesnych gladiatorów na Księżycu okazało się niczym innym jak tylko kosztowną propagandową zabawą supermocarstwa, a korzyści z tej eskapady nawet w sferze poznawczej są śmiesznie mizerne”. (Komentator). Podobną ocenę można uznać za co najmniej odbiegającą od obiektywizmu naukowego*. Jak pogodzić powyższą opinię ze stwierdzeniem zawartym w tym samym dzienniku, ale z dnia 2 lipca: „Dzisiejszy kosmodrom — to wylegarnia pomysłów wzbogacających liczne dziedziny gospodarki”?! Faktem jest, że bezpośredni udział przeciętnego człowieka w zdobyczach współczesnej astronautyki jest znikomy. Nie może to jednak podważać ani znaczenia tych badań, ani też dotychczasowych zdobyczy tych przedsięwzięć. Nie chodzi mi zresztą tylko o astronautykę, ale generalnie o wszelkiego rodzaju większe zamierzenia, których użyteczności nie sposób rozpatrywać w kategoriach doraźnych korzyści materialnych. Żadne z podejmowanych badań nie rokowały z reguły na początku korzyści. Niektóre do dziś dnia nie mają wyraźnie utylitarnego znaczenia. Pozornie nikła w danej chwili użyteczność pomysłu w przekonaniu rutynowanych nawet fachowców często już w dziejach nauk przyrodniczych okazywała się fałszywa. Przy podobnym podejściu ludzkość nie zrealizowałaby żadnej idei. Czy można rozpatrywać wyprawę Kolumba w kategoriach doraźnych celów, czy można ją sprowadzać do wyczynu żądnych przeżyć żeglarzy, bądź też samego faktu odkrycia nowego świata?

Kiedy Gutenberg pragnął obdarzyć ludzkość maszyną drukarską, to uczeni długo się zastanawiali nad użytecznością podobnego dzieła. Uznali nawet, że machina ta jest nad wyraz rozumna, ale pożytek z niej żaden, bowiem nigdy na świecie nie będzie tylu ludzi umiających czytać, aby zaszła potrzeba bardziej niż dotąd masowego wydawania książek.

Ówczesne zaś zapotrzebowanie na książki byli w stanie zaspokoić klasztorni pisarze mozolnie przepisujący całymi latami jedno dzieło. Podobnych przykładów można przytaczać setki, a nawet tysiące. Jeśliby nawet loty kosmiczne nie stały się udziałem powszechnym człowieka, to i wówczas towarzyszące temu kierunkowi badań rezultaty przyniosą ludzkości ogromne korzyści. Już obecnie korzyści są na tyle cenne, że pozwalają z ufnością patrzeć na wciąż nowe podejmowane w tym kierunku zamierzenia.

Wartość i zasięg zdobyczy związanych z realizacją planów podboju kosmosu jest tak ogromny i wszechstronny, że nawet człowiekowi obeznanemu z podstawami współczesnej techniki trudno to sobie wyobrazić. Problemowi temu poświęcono prawie cały marcowy numer miesięcznika „UNESCO — Kurier” 1970 Nr 3.

Już pierwsze dziesięciolecie rozwoju badań kosmicznych przyczyniło się do intensyfikacji nowej techniki w tak wielu dziedzinach, że trudno to opisać. Dziś nie wiemy jeszcze — pisze J. Gregory — co człowiek znajdzie dla siebie pożytecznego w Kosmosie, jak nie wiedział nikt, co za znaczenie mogła mieć wyprawa Kolumba. Być może, że najcenniejszą zdobyczą ery kosmicznej stanie się odwiecznie upragniony, ale wciąż trudny do osiągnięcia pokój na Ziemi, gdy okaże się

* Ocena ta jest szczególnie żenująca w zestawieniu z przemówieniem U Thanta wygłoszonym na zgromadzeniu ONZ zwołanym w związku z pierwszą rocznicą pierwszego lądowania ludzi na Księżycu. Według U Thanta znaczenie lądowania ludzi na Księżycu jest ogromne i wszystkich jego konsekwencji obecnie nie można nawet przewidzieć (przyp. redakcji).

konieczne zespolenie sił twórczych najzdolniejszych jednostek całej ludzkości i środków finansowych wszystkich krajów. Już dziś można zauważyć, wprawdzie powolny, ale wciąż trwający postęp w tym kierunku.

Wbrew pesymistycznym ocenom rentowności badań kosmicznych okazuje się, że już dzisiejsze wyniki tych badań pokrywają w 90% wydatki poniesione na te cele.

Do najpoważniejszych zdobyczy powszechnego użytku zalicza się satelitarną sieć telekomunikacyjną. Dzięki satelitom Ziemi stanie się możliwe nie tylko nawiązanie łączności telewizyjnej i radiowej z najbardziej nawet odległymi zakątkami naszej planety, ale ponadto rozpracowanie jej powierzchni i wnętrza w sposób dotąd nie spotykany. Międzynarodowa Organizacja d.s. Łączności Satelitarnej rozporządza już dziś łącznością obejmującą całą kulę ziemską. Jeden tylko satelita tego rodzaju, rozporządzający 240 kanałami dwustronnych rozmów telefonicznych, umożliwi przeprowadzanie dwukrotnie większej liczby rozmów niż cztery dotychczasowe kable transatlantyckie (satelita łącznościowy „Intelsat” 2 ma 1200 kanałów). W przyszłości system satelitarny może mieć zasadnicze znaczenie dla rozwoju międzynarodowego systemu oświaty. System ten pozwoliłby w sposób niesłychanie szybki wyrównać poziom intelektualny ludzkości przy niezwykle niskich kosztach nauczania. Nie miałyby tu znaczenia ani odległość zamieszkania ucznia, ani możliwości finansowe studenta.

Dziś może się to wydać nieprawdopodobne, ale wiele spraw, które jeszcze nie tak dawno wydawały się nie do zrealizowania stają się rzeczywistością. W Brazylii, gdzie około 5 milionów dzieci nie ma możliwości uczęszczania do szkół, telewizja satelitarna spełni z całą pewnością rolę szkoły podstawowej, Indie mogą np. objąć zasięgiem swej telewizji zaledwie 19% powierzchni kraju i 1/4 ludności. Dzięki systemowi satelitarnemu kosztem zaledwie 50 milionów dolarów możliwe jest objęcie powierzchni całego tego kraju.

Do niedawna wydawało się, że jest mało prawdopodobne, aby sztuczne satelity Ziemi mogły mieć znaczenie w badaniach i prognozach meteorologicznych. Dziś system satelitów meteorologicznych ESSA (USA) oraz „Meteor” (ZSRR) obejmuje swym zasięgiem całą kulę ziemską. Wyniki obserwacji satelitów „Meteor” przesyłane są do trzech ośrodków, skąd maszyny elektroniczne przesyłają informacje, spostrzeżenia itp.

Dzięki systemowi satelitarnemu zdobywamy wiadomości o rozmieszczeniu bogactw mineralnych, zbiorników wodnych, przemieszczaniu się zwierząt, a nawet chorobach atakujących większe skupiska roślin uprawnych. Być może, że z czasem zdoła się skutecznie zapobiec właśnie dzięki satelitom przeróżnym klęskom żywiołowym tak nękającym ludzkość.

Badania kosmiczne przyczyniły się do postępu w zakresie miniaturyzacji i mikrominiaturyzacji technicznej, a także niezawodności działania urządzeń technicznych. Na szczególną uwagę zasługują wyniki badań biologii kosmicznej. To właśnie dzięki badaniom związanym z astronautyką człowiek stał się istotą bardziej poznaną niż kiedykolwiek dotąd. Aby umożliwić człowiekowi lot w Kosmos trzeba mu było stworzyć maleńki światek, ale światek najbardziej sprzyjający prawidłowemu funkcjonowaniu organizmu. Obserwacje poczynione w Kosmosie i w trakcie badań kwalifikujących astronautów do lotów mogą zrewolucjonizować medycynę klasyczną.

Dokończenie na str. 19

Czarter lotniczy, jego historia i rozwój są przedmiotem rozważań w tym artykule. Przedstawiona została rywalizacja przedsiębiorstw regularnych z towarzystwami lotniczymi zajmującymi się przewozami czarterowymi oraz ich osiągnięcia finansowe.

POWIETRZNE PRZEWOZY CZARTEROWE GENEZA ICH POWSTANIA W ASPEKCIE EKONOMICZNYM

Czarter lotniczy stanowi obecnie jedną z najbardziej dynamicznie rozwijających się gałęzi transportu lotniczego. Coraz bardziej, zarówno w Europie jak i innych regionach świata wzrasta popyt na usługi czarterowe, tak w zakresie przewozów towarowych, jak i pasażerskich. Jedną z najważniejszych przyczyn coraz bardziej wzrastającej popularności przewozów czarterowych jest ich niska cena. Nieregularni przewoźnicy lotniczy wykorzystują ładowność swoich samolotów w 90÷100% i to stawia ich w lepszej pozycji konkurencyjnej pod względem kalkulowania opłat i osiągania zysków aniżeli linie regularne, które wykorzystują ładowność samolotów zaledwie w 50÷60%. Liniom nieregularnym bardzo się opłaca w tej sytuacji oferowanie usług po stawkach nieco niższych od oficjalnych stawek linii regularnych. Osiągają wówczas bardzo duży współczynnik ładowności i w związku z tym bardzo duże zyski. Inną bardzo ważną zaletą przewozów czarterowych jest możliwość kierowania samolotu do najbardziej dogodnego dla odbiorcy portu lotniczego, a więc niezależnie od istniejących połączeń lotniczych. Wpływa to nie tylko na przyspieszenie dostawy towaru, ale także niejednokrotnie powoduje obniżenie ogólnych kosztów związanych z dostarczeniem ładunku do odbiorcy. Nową, od niedawna stosowaną formą, jest czarter samolotów przez biura podróży do celów turystycznych. Turystyczne usługi takich biur świadczone klientom obejmują zazwyczaj usługi hotelowe, wyżywienie, zwiedzanie oraz podróż wyczarterowanym samolotem za łączną zryczałtowaną cenę (są to wycieczki zwane „inclusive tours”).

Czarter lotniczy jako oddzielna gałąź transportu powietrznego powstał po II wojnie światowej. Zaczęły wówczas działać towarzystwa czarterowe, które mogły wykonywać swoje usługi głównie dzięki istnieniu nadwyżek transportowego sprzętu lotniczego, jaki można było kupić po zawarciu pokoju. W tym czasie istniał niezwykle duży popyt na usługi przewozowe, a wyposażenie transportu naziemnego całkowicie w Europie było zniszczone, zaś w USA — niewystarczające. Powstały warunki, w których duża liczba weteranów wracających do życia cywilnego z doświadczeniem w zakresie powietrznych działań wojennych zainteresowała się lotnictwem posiadającym nadwyżki sprzętu, w celu dostarczenia każdego typu usług, który mógł być legalnie oferowany.

W Europie ten rozwój czarterowych usług powietrznych przez pewien okres był hamowany przez ograniczenia

paliwa, natomiast w USA ograniczenia te działały jako instrument ułatwiający sukces nowej gałęzi. Działo się tak dlatego, ponieważ utrudniały one transport naziemny, a nie dotyczyły lotnictwa. W roku 1947 ta nowa forma transportu powietrznego osiągnęła znaczne sukcesy. Towarzystwa czarterowe spotykały się z ogromnym popytem, a jednocześnie nie miały prawie żadnej konkurencji ze strony innego rodzaju transportu. Prawie w rok po zakończeniu wojny w Europie istniało około 30 nieregularnych linii lotniczych, działających głównie między Płn. Afryką, Francją i W. Brytanią. W USA oceniano, że w tym samym czasie działało tam około 2000 linii nieregularnych.

Przewóz ten dotyczył przeważnie takich ładunków jak towary pierwszej potrzeby lub o bardzo dużej wartości oraz łatwo psujące się artykuły rolne. Oprócz tego istniał stosunkowo duży ruch pasażerski spowodowany naturalnym pragnieniem ludzi, aby móc korzystać z możliwości podróżowania po przymusowej izolacji w czasie wojny. Duża część przewozów miała charakter bezpośrednio militarny lub przynajmniej była powiązana z wojskowymi zarządzeniami, jak np. przeloty personelu wojskowego armii okupacyjnej w związku z urlopami. Innym rodzajem usług wykonywanych w zniszczonej wojną Europie był przewóz emigrantów do krajów zamorskich.

Jeżeli chodzi o przewozowe usługi transatlantyckie, to występowała tu sytuacja specyficzna: istniał na nie bardzo duży popyt, ponieważ ludzie mieszkający po obydwóch stronach oceanu byli od czasów wojny związani silnymi więzami typu ekonomicznego, militarnego i politycznego, ale usługi te mogły być wykonywane jedynie przy użyciu specjalnego sprzętu. Europejskie towarzystwa czarterowe, które w pierwszych latach po wojnie bazowały na samolotach typu „Dragon Rapid”, niemieckich Ju-52 oraz DC-3 nie mogły wykonywać przelotów nad Atlantykiem nawet na swoich największych samolotach „Liberatorach” i „Halifaxach”. Bardzo nieliczne z nich miały samoloty typu DC-4, potrzebne do wykonywania tego rodzaju podróży. Sprzęt taki był dostępny tylko regularnym liniom lotniczym i niektórym amerykańskim towarzystwom czarterowym i w związku z tym — one właśnie świadczyły większość tych usług.

Po kilku latach zaczął się kończyć złoty okres dla towarzystw czarterowych. Zaczął działać odbudowany transport naziemny, a wprowadzenie ciężarówkek-chłod-

ni odciągnęło znaczną część przewozu produktów rolnych. Regularne linie lotnicze rozpoczęły ekspansję także na rynki przewozów towarów, zdobywając dla siebie większość ładunków. Wzmogła się znacznie konkurencja w dziedzinie przewozów lotniczych nad Atlantykiem. Ważnym instrumentem w zdobywaniu rynku były także stawki frachtowe, ustalone przez IATA w 1949 r. W roku 1951 taryfy towarowe zostały podniesione o 10%, ale po krótkim wahaniu linie lotnicze IATA doszły do wniosku, że muszą być one obniżone w celu zwiększenia przewozu towarów; w listopadzie 1953 r. — na konferencji w Honolulu — zatwierdzono system taryf handlowych skonstruowanych w ten sposób, aby przyciągnął większą masę przewozów towarowych. To posunięcie odniosło oczekiwany skutek i spowodowało podwojenie dotychczasowych przewozów linii regularnych zajmujących się transportem towarów.

Porażka towarzystw czarterowych w dziedzinie przewozów towarów zmusiła je do rozszerzenia swojego udziału na rynku pasażerskim. Oferowały one po niskiej cenie podróże wzorowane na tych, jakie zostały zapoczątkowane podczas operacji związanych z przewozem emigrantów i stworzyły zupełnie nowy typ usług o niższym standardzie i o znacznie niższej cenie nazywanych czasem coach-class. Przewoźnicy IATA, zdając sobie jednak sprawę ze znaczenia tego nowego rynku transportu lotniczego, usiłowali zachować dla siebie przeważającą część pasażerów i w związku z tym wprowadzili w roku 1952 transatlantycką klasę turystyczną, a w 1958 r. jeszcze tańszą klasę ekonomiczną. Dążyli oni przy tym do takiego uatrakcyjnienia swoich usług świadczonych dla pasażerów podróżujących samolotem, aby przewoźnicy nieregularni nie mogli mieć nawet nadziei na skuteczną z nimi konkurencję.

Grupa przewoźników należących do IATA, starając się usunąć przewoźników czarterowych z transportu powietrznego, dążyła do zawężenia przepisów, na mocy których nieregularni przewoźnicy mogli wykonywać swoje usługi. Niektóre państwa odniosły się przychylnie do tych starań o nowe ograniczenia lub przynajmniej niekorzystną dla towarzystw czarterowych interpretację istniejących przepisów. I tak, koncepcja brytyjskiego rządu labourzystowskiego w sprawie kontroli nad przewoźnikami czarterowymi i ich działalnością zyskała aprobatę IATA, a Rada Lotnictwa Cywilnego Wielkiej Brytanii w latach 1947—1951 wydała wiele zarządzeń, które implikowały drastyczne ograniczenie działalności towarzystw czarterowych.

Nieco inaczej przedstawiała się sytuacja we Francji. Kształtowała się ona tam głównie pod wpływem czynników ekonomicznych. Wprawdzie w latach 1949—1952 liczba towarzystw czarterowych stale się zmniejszała, ale rozmiary przewozów nieregularnych wzrastały. Przewoźnicy nieregularni działali na podstawie umów rządowych, a wykonywanie przez nich usług czarterowych nie spotykało się z żadnym sprzeciwem. W 1950 roku „Air France” i prywatne towarzystwa lotnicze zawarły wstępne porozumienie o współpracy. W ramach tej umowy każdemu przewoźnikowi przydzielono obszar geograficzny, wewnątrz którego miał pełną swobodę w wykonywaniu jakichkolwiek przewozów powietrznych.

Równoległe z ekonomicznym i ustawodawczym rozwojem istniał w owym czasie jeszcze jeden czynnik o dużym wpływie na rozwój nieregularnej służby powietrznej.

21 czerwca 1948 roku Związek Radziecki wydał zarządzenie, które miało na celu likwidację wszelkiego rodzaju ruchu naziemnego między Berlinem a zachodnimi sektorami okupacyjnymi Niemiec. W wyniku tego posunięcia jedynym możliwym rodzajem transportu stał się transport lotniczy. Powstał tzw. „most powietrzny”, przy którym zostało zatrudnionych wielu amerykańskich i brytyjskich przewoźników nieregularnych. Ta sytuacja utrzymywała się do czasu, kiedy Związek Radziecki uchylił blokadę, tzn. do 12 kwietnia 1949 roku. Po uchyleniu blokady zmniejszyły się i to znacznie rozmiary nieregularnego transportu powietrznego; wprawdzie „most powietrzny” istniał nadal, ale w bardzo ograniczonej skali. Niemniej okres blokady miał bardzo poważne reperkusje dla ogólnego rozwoju nieregularnych przewozów powietrznych. Z jednej strony „most powietrzny” oznaczał zatrudnienie wszystkich przewoźników nieregularnych na bardzo korzystnych warunkach, z drugiej zaś nastąpił spadek zainteresowania przewoźników nieregularnych rynkiem przewozów towarowych, co spowodowało ich ostateczną porażkę na tym polu. Ten właśnie fakt, że duża liczba przewoźników nieregularnych, pracujących z ogromnym sukcesem przy „moście powietrznym”, nie mogła znaleźć zatrudnienia po jego likwidacji i stanęła w obliczu pełnej katastrofy ekonomicznej, stał się przyczyną politycznych refleksji.

W rok później — 25 czerwca 1950 r. rozpoczęła się wojna między Północną i Południową Koreą. Siły zbrojne Narodów Zjednoczonych, interweniujące w tym konflikcie, były wspierane przez powietrzny most zaopatrzeniowy, który przeszedł do historii pod nazwą Koreańskiego Mostu Powietrznego. Operacje związane z tym mostem mogły być wykonywane jedynie przez duże czterosilnikowe samoloty, zdolne do dokonywania lotów przez Pacyfik. Posiadaczami takich samolotów były głównie linie regularne i kilka dużych towarzystw czarterowych w USA. Jednakże kryzys koreański miał pośredni wpływ na wszystkie towarzystwa czarterowe, ponieważ przyczynił się do ogólnego wzrostu popytu na usługi transportu powietrznego. Zawieszenie broni w Korei zostało podpisane 27 lipca 1953 r. w Panmun-dżon, a „most powietrzny” istniał do 1 maja 1954 roku. Jednakże po likwidacji mostu jego pośredni wpływ na nieregularne usługi powietrzne był odczuwany nadal, przejawiając się w zmianie polityki dotyczącej transportu powietrznego. Obecnie miała ona na celu nie likwidację towarzystw czarterowych, a wprost przeciwnie — zachęcenie ich do wykonywania także i regularnych usług transportowych.

W wyniku zmiany polityki rządowej, spowodowanej zarówno refleksjami nad berlińskim i koreańskim kryzysem, jak i uzmysłowieniem sobie faktu, że ścisłe ograniczenia dotyczące linii nieregularnych były dla nich równoznaczne ze śmiercią ekonomiczną, rozpoczął się nowy okres, w którym przewoźnikom nieregularnym wolno było wykonywać swoje usługi — oczywiście z pewnymi ograniczeniami.

Zmianę tę zapoczątkowali Francuzi w 1950 roku, a wkrótce potem po zmianie swego rządu w roku 1951. poszli ich śladem Brytyjczycy. Amerykanie podjęli podobne kroki w 1955 roku.

W systemie francuskim osobom prywatnym lub stowarzyszeniom zajmującym się usługami transportowymi przydzielano pewien obszar geograficzny, wewnątrz którego miały swobodę w wykonywaniu takich lotów

Tablica 1. Dochód uzyskany przez linie lotnicze należące do ICAO w latach 1957—1966 (w mln dolarów)
(wg „ICAO — World: scheduled airlines of ICAO Contracting States”, podane za „World Air Transport Statistics” 1966 nr 11 wydawane przez IATA, s. 3)

Rodzaj przewozów \ Lata	1957	1958	1959	1960	1961	1962	1963	1964	1965	1966
Przewozy regularne	3728	3878	4521	5045	5388	6022	6661	7559	8686	9734
Przewozy czarterowe	136	150	151	185	235	341	304	375	469	650

Tablica 2. Przewozy linii lotniczych — członków IATA w latach 1957—1966 (w mln tkm)
(Wg „World Air Transport Statistics” 1966 nr 11 s. 6)

Rodzaj przewozów \ Lata	1957	1958	1959	1960	1961	1962	1963	1964	1965	1966
Przewozy regularne	13419	14830	16676	19158	22866	26533	29598	34126	40793	47220
Przewozy czarterowe	387	548	578	524	1109	1462	1569	1762	2136	3956

jakie uważały za odpowiednie. Brytyjskie zmiany były spowodowane chęcią zwiększenia pola działania dla prywatnych towarzystw, ale tylko w ramach istniejącego ustawodawstwa. Oznaczało to, że określone towarzystwa czarterowe mogły wykonywać regularne i nieregularne usługi na pewnych, nowych trasach, w charakterze współpracowników państwowych linii lotniczych, z tym że pełnofrachtowa usługa („all-freight service”) miała pierwszeństwo przed usługami typu czarterowego.

System amerykański charakteryzował się tym, że osoby prywatne lub stowarzyszenia transportowe wykonujące usługi czarterowe otrzymywały licencje na wykonywanie krajowych usług regularnych z pewną określoną częstotliwością.

W sumie można stwierdzić, że poprzednio stosowane rozgraniczenie przewoźników powietrznych na regularne linie lotnicze i towarzystwa czarterowe w tej sytuacji straciło raczej swój sens, ponieważ towarzystwa czarterowe pod wieloma względami upodobniły się do regularnych przewoźników. Wynikiem tej zmiany było przyłączenie się wielu uprzednich towarzystw czarterowych do IATA (TAI i UAT przyłączyły się w 1952 r.), „Hunting Clan Air Transport” w 1953 roku, „Airwork” w 1955 roku, a „Eagle Airways” w 1957 roku.

Z drugiej strony — przewoźnicy, dawniej zwani regularnymi, w większości swej zrzeszeni w IATA, uznali za konieczne rozwinięcie również własnych usług czarterowych, uzgadniając jedynie warunki na jakich wolno pobierać opłaty za przewozy czarterowe niższe od normalnych stawek (uchwały serii 045 Konferencji Przewoźników IATA).

Nawet nazwy „towarzystwo czarterowe” czy „przewoźnik nieregularny” przestały raczej być używane, ponieważ nieregularność nie była już cechą charakterystyczną działalności tych towarzystw.

Równoległe z tymi zmianami występował nowy aspekt finansowy. Nowi wykonawcy usług nieregularnych zmuszeni byli dokonywać operacji finansowania starzejących się samolotów i ich wyposażenia, co wiązało się z koniecznością lokowania większych niż kiedykolwiek sum kapitału inwestycyjnego. Z kolei linie morskie,

zdając sobie sprawę z potencjalnych możliwości transportu lotniczego, lub pragnąc jedynie uzyskać możliwość kontrolowania konkurencyjnych dla nich linii lotniczych, były zainteresowane w angażowaniu swojego kapitału w transporcie powietrznym. Wynikiem tych dążeń było zabezpieczenie sobie przez pewną liczbę brytyjskich i francuskich linii morskich kontroli nad większymi „niezależnymi”, jak się obecnie zwykło nazywać poprzednie towarzystwa czarterowe. We Francji Charteurs Réunion zapewnił sobie kontrolę nad UAT i „Cie Générale Transatlantique” oraz „Cie Air Transport”. Podobnie postąpiła w Wielkiej Brytanii P&O Company, inwestując kapitał w „Silver City Group” i „Furness Witchy Group”, zapewniając sobie kontrolę kolejno nad „Airwork Ltd”, „Transair Ltd”, „Air Charter Ltd”.

Pozostaje jeszcze do scharakteryzowania tempo rozwoju usług czarterowych w ostatnich latach.

Mimo że większość przewozów lotniczych wykonywana jest w ramach regularnych usług, to jednak udział lotów czarterowych w przewozach powietrznych z roku na rok poważnie wzrasta. Można przy tym zauważyć, że tempo wzrostu przewozów czarterowych jest wyraźnie szybsze aniżeli tempo wzrostu usług regularnych. Także i wpływy z przewozów czarterowych wzrastają znacznie szybciej niż wpływy z przewozów regularnych. Tendencje wzrostu wpływów z przewozów, jakie osiągnęły światowe linie lotnicze w ciągu ostatnich 10 lat, ilustruje tablica 1.

Jak widać z przytoczonych danych, biorąc pod uwagę bezwzględne cyfry — okazuje się, że wpływy z przewozów czarterowych są niewspółmiernie niskie w stosunku do wpływów z przewozów regularnych, np. w roku 1957 linie lotnicze należące do ICAO osiągnęły z przewozów regularnych wpływ 3728 mln dolarów, podczas gdy wpływy z przewozów czarterowych przyniosły im zaledwie 136 mln dolarów. W 10 lat później, w roku 1966, wpływy z przewozów regularnych wynosiły 9734 mln dolarów, a wpływy z przewozów czarterowych tylko 650 mln dolarów. Natomiast tempo wzrostu zysków z przewozów czarterowych w omawianym dziesięcioleciu było dwukrotnie większe aniżeli tempo wzrostu dochodów uzyskiwanych z przewozów regularnych; podczas gdy suma wpływów pieniężnych uzyskiwanych

Tablica 3. Liczba przewiezionych pasażerów w rejonie północnego Atlantyku

(wg „World Air transport Statistics” 1966 nr 11 s. 42 i 43)

Rok	Przewozy regularne	Przewozy czarterowe	Liczba przewozów czarterowych w globalnej sumie przewozów [%]
1957	968 146	50 638	5,0
1958	1 193 213	98 953	7,7
1959	1 367 287	172 647	11,2
1960	1 760 772	168 207	8,7
1961	1 919 434	256 478	11,8
1962	2 272 163	315 209	12,2
1963	2 422 267	414 165	14,6
1964	3 069 178	482 010	13,6
1965	3 611 294	480 496	11,7
1966	4 197 550	503 896	10,7

z przewozów regularnych w roku 1966 była około 2,5 raza większa aniżeli w roku 1957, to dochód uzyskany w 1966 roku z tytułu przewozów czarterowych był 5-krotnie większy niż w 1957 roku.

Podobne wnioski nasuną nam się także, jeśli przestudiujemy dane dotyczące regularnych i czarterowych przewozów linii lotniczych należących do IATA (tablica 2). Wprawdzie linie lotnicze będące członkami IATA koncentrują się zasadniczo na wykonywaniu przewozów regularnych, traktując przewozy czarterowe jako uzupełnienie tych przewozów, niemniej jednak i tutaj widać wyraźnie szybkie tempo wzrostu usług czarterowych.

Jeżeli porównamy ilość towarów przewiezionych w ramach usług regularnych w roku 1966 z towarami przewiezionymi w roku 1957, to widzimy, że wzrost ten wynosił około 3,5 raza. Natomiast w tym samym okresie, czyli w latach 1957—1966, przewóz towarów w ramach usług czarterowych wzrósł 9-krotnie. Tempo wzrostu przewozów czarterowych wykonywanych przez linie lotnicze należące do IATA było w omawianym okresie

przeszło 2,5 raza większe aniżeli tempo wzrostu przewozów regularnych.

Podobnie przedstawia się sprawa przewozu pasażerów, Tablica 3 ilustruje wzrost przewozu pasażerów linii lotniczych IATA w latach 1957—1966 w rejonie Północnego Atlantyku.

Powyższe dane świadczą o tym, że udział przewozów czarterowych w globalnej sumie przewozów pasażerskich w tym rejonie jest jeszcze niewielki — sięga bowiem zaledwie kilkunastu procent. Jeżeli chodzi o wzrost liczby pasażerów przewożonych w ramach usług czarterowych, to występują tu znaczne wahania w poszczególnych latach, np. w roku 1958 liczba pasażerów wzrosła o 95,4% w porównaniu z rokiem poprzednim, w roku 1959 wzrost ten wynosił 74,5%, ale już w roku 1960 liczba ta zmniejszyła się o 2,6% w porównaniu z 1959 rokiem. Także w latach 1965 i 1966 widać spadek liczby pasażerów korzystających z usług czarterowych. Jest to wynikiem obniżenia stawek na liniach regularnych IATA, które spowodowało, że część pasażerów korzystających dotychczas z usług czarterowych przenieśli się na linie regularne. Mimo tego i tutaj możemy stwierdzić szybsze tempo wzrostu liczby pasażerów w przewozach czarterowych niż w przewozach regularnych. Średni roczny wzrost liczby pasażerów w przewozach czarterowych w omawianym okresie wynosił 24,1%, a średni roczny wzrost pasażerów w przewozach regularnych — 17,5%. Jeżeli zaś weźmiemy pod uwagę tempo wzrostu przewozów pasażerskich w omawianym dziesięcioleciu, to stwierdzimy, że liczba pasażerów przewiezionych w ramach usług regularnych w roku 1966 wzrosła zaledwie czterokrotnie w porównaniu z rokiem 1957, natomiast w przewozach czarterowych w tym samym okresie — aż dziesięciokrotnie.

Jak zatem widać, przewozy czarterowe charakteryzują się bardzo szybkim wzrostem. Już w chwili obecnej stanowią poważną konkurencję dla przewozów regularnych, a o ile tempo to utrzyma się, przy niezmiennym tempie wzrostu przewozów regularnych, czarter stanie się bardzo istotną gałęzią transportu powietrznego.

OSIĄGNIĘCIA ASTRONAUTYKI RADZIECKIEJ W MUZEUM ZABRZAŃSKIM

4 listopada br. z okazji 100 rocznicy urodzin Lenina i rocznicy Wielkiej Rewolucji Październikowej w Muzeum Zabrzeńskim otwarto wystawę OSIĄGNIĘCIA ASTRONAUTYKI RADZIECKIEJ

wystawa obejmuje następujące działy:

Wstęp historyczny ● Pierwsze sputniki ● Osiągnięcia selenonautyczne ● Osiągnięcia międzyplanetarne ● Satelity specjalistyczne ● Satelity użyteczne ● Załogowe loty kosmiczne ●

Wystawa podkreśla wkład uczonych radzieckich w rozwój astronautyki.

W dniu otwarcia odczyt wprowadzający wygłosił dr inż. **Andrzej Marks**.

Wystawa została opracowana przez Ośrodek Postępu Technicznego i Muzeum Techniki NOT w Warszawie. Inicjatorem zorganizowania wystawy jest kustosz i kierownik Muzeum mgr **Krzyszyna Kaczko**.

TWORZYWA SZTUCZNE O DUŻEJ ODPORNOŚCI CIEPLNEJ I ICH ZASTOSOWANIE

W pierwszej części artykułu omówiono odporność cieplną tworzyw sztucznych, sposoby jej zwiększania oraz podano wyniki prac nad wytworzeniem żywic sztucznych o szczególnie dużej odporności cieplnej.

W części drugiej opisano zastosowanie tworzyw sztucznych o dużej odporności cieplnej w lotnictwie i astronautyce.

Dość powszechne jest obecnie przekonanie o niemożliwości zastosowania tworzyw sztucznych jako materiałów ciepłoodpornych. W rzeczywistości jednak nie brak nie tylko możliwości, lecz i przypadków zastosowania tworzyw sztucznych w warunkach cieplnych, w których zawodły inne materiały, jak np. metale. Zastosowanie to stało się możliwe dzięki zwiększeniu odporności cieplnej tworzyw sztucznych. Dokonano tego przez staranny, oparty na przeprowadzonych doświadczeniach, dobór wypełniaczy (np. długotrwała odporność cieplna fenoplastów bez wypełniaczy wynosi 100÷150 °C, z wypełniaczem w postaci tkaniny azbestowej lub proszku mikiowego — do 200 °C, a z wypełniaczem w postaci włókien szklanych — do 260 °C). Drugim czynnikiem zwiększającym zastosowanie były doświadczenia, z których wynikało, że odporność cieplna krótkotrwała — wskutek małej przewodności cieplnej — może w wielu przypadkach przekraczać odporność cieplną metali.

Ogólna charakterystyka odporności cieplnej tworzyw sztucznych

Tworzywa sztuczne są na ogół mało odporne na działanie wysokich temperatur, zwłaszcza przy dodatkowych narażeniach chemicznych i mechanicznych. Większość tworzyw znajdujących się w handlu ulega zniszczeniu przy długotrwałym działaniu temperatury 100÷150 °C (tabl. 1), a jedynie najbardziej odporne z nich mają odporność większą, np. polichlorotrójfluoroetylen (najwyżej do 220 °C), policzterofluoroetylen (do 275 °C) i polysiloksany, czyli silikon (do 300 °C).

Prace mające na celu poprawę tego stanu są prowadzone od wielu lat w kilku kierunkach.

► *Wytworzenie nowych, bardziej odpornych na wysokie temperatury tworzyw sztucznych.* Wyniki tych prac, mających na ogół znaczenie strategiczne, są ogłaszane z opóźnieniem i często są niekompletne. Na podstawie dotychczasowych wyników badań wpływu struktury żywicy sztucznej na jej własności w wysokich temperaturach można stwierdzić, że możliwości polepszenia wytrzymałości i sztywności tworzywa sztucznego w wysokich temperaturach polegają na ograniczeniu ruchliwości łańcuchów cząsteczek przez sieciowanie (które uzyskuje się np. przez napromieniowanie promieniami γ o natężeniu do 10^9 R; odporność polietylenu można w ten sposób zwiększyć od wartości 80 °C do 150 °C), wprowadzenie do łańcucha pierścieni, wprowadzenie dużych i sztywnych grup bocznych, wytworzenie kryształicznej struktury polimeru.

Trudniej jest podać zasady uzyskiwania odporności chemicznej tworzyw sztucznych w wysokich temperaturach. Z doświadczenia wiadomo tylko, że taką odporność mają polimery zawierające fluor (np. policztero-

Tablica 1. Temperatury długotrwałego stosowania i temperatury ugięcia pod naprężeniem 18,5 kG/cm² najczęściej stosowanych tworzyw sztucznych (wg ASTM)

Tworzywo sztuczne	Temperatura stosowania [°C]	Temperatura ugięcia [°C]
ABS		
bez wypełniacza	57—93	101—107
z włóknem szklanym	110—120	101—115
Poliacetal		
polimer	85	124
kopolimer	105	110
z włóknem szklanym	85—105	158—174
Poliamid 6 (lany)	70—120	205—240
6,6	82—150	180—185
6,10	—	150
11	82—150	54
Polibuten	107	—
Policzterofluoroetylen	275	—
Polichlorotrójfluoroetylen	177—200	—
Kopolimer FEP	205	—
Polifluorek winylidenu	150	—
Polichlorek winylu	65—81	—
Polieter chlorowany	141	—
Polietylen		
wysokociśnieniowy	80—100	—
niskociśnieniowy	120	60—83
Polipropylen	121—160	96—110
Polistyren		
zwykły	65—77	—
wysokoudarowy	60—80	—
Polimetakrylan metylu	58—93	68—113
SAN		
bez wypełniacza	60—96	88—102
z włóknem szklanym	92—109	88—110
Żywica fenolowa		
bez wypełniacza	71	—
z mączką drzewną	177—182	—
z tkaniną	104—120	—
Żywica metaminowa		
ze skrawkami tkaniny	121	—
Żywica poliestrowa		
bez wypełniacza	120	—
z włóknem szklanym	150—175	—
z tkaniną szklaną	150—175	—
Żywica epoksydowa		
bez wypełniacza	121—258	—
z włóknem szklanym	149—260	—

fluoroetylen i polichlorotrójfluoroetylen, przy czym odporność wzrasta ze wzrostem zawartości fluoru), polimery o łańcuchach złożonych z połączonych na przemian atomów tlenu i krzemu (polisiloksany, tj. silikony), polimery mające w łańcuchu pierścienie aromatyczne (złożone z 6 atomów węgla) i heterocykliczne (mające oprócz atomów węgla jeden lub kilka atomów tlenu, azotu lub siarki) oraz polimery związków metali (na razie nie mające znaczenia praktycznego) [1], [2].

Przez modyfikację tworzywa sztucznego można uzyskać polepszenie jego odporności cieplnej. Na przykład, zwykłe poliamidy miękną w temperaturze 80÷100 °C, a specjalny ciepłoodporny Ultramid A4H (poliamid 6,6) o grubości ścianki 1 mm wytrzymał ponad 1000 godzin w temperaturze 140 °C bez zmiany własności [3], [4]. Chlоровany polichlorek winylu ma trwałą odporność cieplną do 100 °C, a więc o ~20° większą niż niechlоровany [5]. Przez odpowiedni dobór utwardzacza można również zwiększyć odporność cieplną żywic termoutwardzalnych, np. epoksydowych [6], [7]. W szczególności żywice epoksydowe typu cykloalifatycznego z utwardzaczem bezwodnikowym mają temperaturę zeszklenia ponad 300 °C * [8].

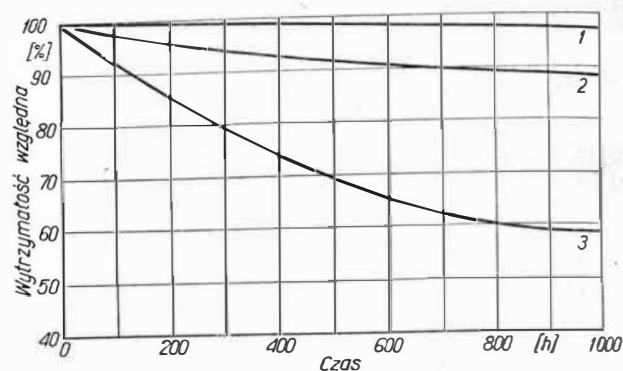
Charakterystykę odporności cieplnej nowych tworzyw sztucznych wytworzonych laboratoryjnie podano w tablicy 2. Oczywiście laboratoryjne wytworzenie tworzyw nie umożliwia jeszcze ich praktycznego zastosowania ze względu na konieczność opanowania technologii, wysoki koszt itp.

Duże nadzieje wiąże się obecnie z zastosowaniem różnego typu poliimidów, które choć należą jeszcze do tworzyw laboratoryjnych (na początku 1968 r., ich ilość w W. Brytanii nie przekraczała 50 kG) i są bardzo drogie (5 razy droższe niż kosztowny policzterofluoroetylen) znalazły już różnorodne zastosowania (doświadczalne) w przemyśle.

Poliimidy mają dobre własności mechaniczne i elektryczne w całym zakresie temperatur zastosowania. Niektóre tworzywa tej grupy są odporne na krótkotrwałe wielokrotne impulsy temperatury do 425÷480°, a trwale znoszą temperatury do 260° w powietrzu i do 315° w atmosferze obojętnej. Ze wzrostem temperatury wytrzymałość (rys.) i moduł sprężystości łagodnie się zmniejszają. Również wpływ długotrwałego przebywania w wysokiej temperaturze na wytrzymałość nie jest tak duży jak w przypadku innych tworzyw [13—17], [31].

Świadczy o tym również fakt, że wytrzymałość na rozciąganie i zginanie zmniejsza się po 600 godzinach działania pary o temperaturze 100 °C tylko do 0,55 wartości początkowej.

Polimidy są odporne na zużycie w szerokim zakresie temperatur. Zużywanie się tych tworzyw w atmosferze obojętnej jest znacznie wolniejsze niż w powietrzu. Zużycie zmniejsza się w razie smarowania, a nawet w obecności wilgoci. Współczynnik tarcia suchego jest dość duży, ale współczynnik kinematyczny zmniejsza się z czasem. Znaczne zmniejszenie współczynnika tarcia osiąga się przez zastosowanie smaru ciekłego lub dodanie do żywicy polimidowej stałych dodatków smaru-



Zmniejszanie się stosunku wytrzymałości trwałej na rozciąganie do wytrzymałości doraźnej poliimidów w ośrodkach o różnej temperaturze: 1 — w azocie 300 °C, 2 — w powietrzu 250 °C, 3 — w powietrzu 300 °C

jących, np. dwusiarczku molibdenu lub grafitu (grafit najlepiej w postaci włókien).

Poliimidy wykazują wreszcie bardzo dużą odporność chemiczną na kwasy, rozpuszczalniki organiczne, oleje i paliwa, nie są odporne jedynie na działanie silnych zasad.

Zbliżone własności mają kopolimery amidów i imidów. Przeprowadzone badania wykazały, że po 1000 godzinach pracy w powietrzu o temperaturze 343 °C miały i one tylko nieznacznie mniejszą wytrzymałość niż w temperaturze normalnej. Tworzywa te mają bardzo dużą przyczepność do metali; połączone z płytkami stalowymi w temperaturze 400 °C pod naciskiem 14 kG/cm² tworzą w ciągu 5 minut połączenie o wytrzymałości na ścinanie 210 kG/cm². Połączenie takie po 1000 godzin pracy w temperaturze 290÷315 °C ma wytrzymałość większą niż połowa wytrzymałości początkowej. Nawet połączenie z tytanem, znanym z małej przyczepności do różnych materiałów, po 1000 godzin pracy w powietrzu o temperaturze 315 °C miało wytrzymałość ~70

Tablica 2. Odporność cieplna niektórych tworzyw sztucznych wytworzonych laboratoryjnie¹ [2], [9—11]

Tworzywo sztuczne	Odporność cieplna [°C]
Poliester kwasu trójallilocyjanurowego	260
Fenylosilany	260—288
Związki chelatowe toru i glinu	330—350
Poliizocyjaniany	340—375
Ferrosiloksany	375
Fluorowane alkiloamidy	390
Siloksyferroceny	400
Poliimidy	350—480
Polifenyle	400—500
Alkilofosfina	400
Perfluoroalkyloamideny	400
Dwucykloheksylofosfinoborina	480
Polimery tlenku glinu	480—490
Aluminosiloksany	490
Fluorowane polietero alifatyczne	490
Poliperfluorofenyleny	500
Politereftalan hydrochinonu	500
Polifitalocyjanina miedziowa	900 ²
Polikondensat pięciotlenku fosforu, melaminy i ammeline ³	925

¹ Odporność w czasie kilkudziesięciu godzin

² Bez dostępu powietrza

³ Hydrolizowanej melaminy

* Brak ich w handlu, ponieważ technologia nie jest powiązana z innymi procesami chemicznymi.

Tablica 3. Własności tworzyw sztucznych z żywicą poliimidową [17]

Rodzaj tworzywa	Moduł sprężystości E [kG/cm ²]	Współczynnik tarcia [μ]	Współczynnik rozszerzalności liniowej [10 ⁻⁶ 1/deg]	Warunki zastosowania*
Żywica bez wypełniaczy	3200	0,15—0,26	14,5—21,7	elementy konstrukcyjne
Żywica z dodatkiem 15% grafitu bez dostępu powietrza z dostępem powietrza	3900	0,11—0,20	12,2—26,7	elementy narażone na tarcie suche (np. łożyska ślizgowe i uszczelki)
	4300	0,15—0,21	11,7—25,6	
Żywica z dodatkiem 15% MoS ₂	4000	0,15—0,21	—	elementy narażone na zużycie w próżni i w otoczeniu suchym
Żywica z dodatkiem 50% włókien szklanych	7000	—	4,4—5,6	elementy precyzyjnych przyrządów

* W atmosferze obojętnej długotrwałe do 315°C, w powietrzu długotrwałe do 260°C; w ciągu kilku sekund temperatura może wynosić 425÷480°C

kG/cm² [18]. Niektóre własności tworzyw sztucznych zawierających poliimidy podano w tablicy 3.

Do grupy tworzyw przechodzących z laboratorium do produkcji należy też polibenzimidazol. Włókna z tego tworzywa wykazały długotrwałą odporność na temperaturę do 175°C oraz krótkotrwałą do 540°C — bez zmiany wytrzymałości [19]. Koszt tych tworzyw jest również wysoki.

► *Zastosowanie wypełniaczy o dużej odporności cieplnej i chemicznej, a często również dużej wytrzymałości.* Dotyczy to np. miękkich żywic termoplastycznych, których długotrwałe zastosowanie jest ograniczone temperaturą mięknięcia, znacznie niższą od temperatury topnienia, np. poliamidy typu nylonu mają temperaturę

Tablica 4. Zmniejszenie wytrzymałości tworzyw alkidalowych poliestrowych z różnymi wypełniaczami wskutek długotrwałego działania temperatury 204°C [2]

Tworzywo sztuczne	Wytrzymałość na zginanie [kG/cm ²]	
	początkowa	po 20 dniach
Zwykłe (25% żywicy alkidalowej, 55% wypełniacza mineralnego, 20% celulozy)	500	120
Udarowe (20% żywicy alkidalowej, 70% wypełniacza mineralnego, 10% włókien szklanych)	1015	660
Wysokoudarowa (30% żywicy alkidalowej, 40% wypełniacza mineralnego, 30% włókien szklanych)	1145	790

topnienia 195÷200°C, ale ze względu na mięknięcie można je stosować do temperatury 80÷100°C. Natomiast te same poliamidy wzmocnione włóknem szklanym można stosować w temperaturze 150÷170°C.

Odporne cieplnie wypełniacze zwiększają również zakres zastosowania tworzyw termoutwardzalnych, np. lanna żywica fenolowa, której długotrwała odporność cieplna wynosi 70°C, z wypełniaczem w postaci mączki drzewnej może być stosowana do 180°C, z proszkiem azbestowym lub mikowym do 200°C, a z włóknem szklanym lub azbestowym nawet do 260°C [20], [21].

Z żywic alkidalowych (żywice poliestrowe o dużej przyczepności do metali, używane dotychczas jako lakierownicze) wykonano laminaty szklane z wypełniaczem mineralnym. Badania wykazały, że najlepsze z tych żywic po 20 dniach przebywania w temperaturze 204°C miały jeszcze wytrzymałość równą ~70% wytrzymałości początkowej (tabl. 4).

Do nowych osiągnięć w dziedzinie laminatów odpornych na wysokie temperatury należą laminaty szklane wytwarzane z termoutwardzalnej żywicy o budowie aromatycznej o nazwie Skybond 700, która jest odporna na długotrwałe działanie temperatury 370°C. Pod wpływem ciepła przechodzi ona w usieciowany poliimid [21]. Wytwarzane są również laminaty szklane z polibenzimidazolu. Wyniki badań wpływu temperatury na zmniejszanie się wytrzymałości laminatów szklanych z żywicą fenolowo-fomaldehydową, poliimidem i polibenzimidazolem podano w tablicy 5.

Westinghouse Research Laboratories podają szczegóły systematycznych badań aromatycznych kopolimerów amidów i imidów, których wytrzymałość po 1000 godzinach pracy w temperaturze 343°C (temperatura topnienia ołowiu 327°C) w powietrzu zmniejszyła się tylko bardzo nieznacznie. Tworzywa te wzmocnione włóknem szklanym są mocniejsze niż aluminium (ich wytrzymałość jest zbliżona do wytrzymałości stali węglowej i stopów tytanu). Po długotrwałym działaniu temperatury 350°C ich wytrzymałość i własności cieplne (przewodność) nie zmieniły się. Tworzywa te mają niezwykłą przyczepność do metali. Klejone przy 400°C i nacisku 14 kG/cm² tworzą w ciągu 5 minut połączenie o wytrzymałości na ścinanie 210 kG/cm². Po przetrzymaniu przez 1000 godzin w temperaturze 290÷315°C wytrzymałość połączenia wynosi jeszcze ponad 50% wartości pierwotnej [18].

Ważnym wynikiem badań było uzyskanie przy użyciu tego kleju połączeń stopów tytanu, które po starzeniu przez 1000 godzin w temperaturze 315°C w powietrzu miały jeszcze wytrzymałość ok. 70 kG/cm² [18]. Jak wiadomo — tytan i jego stopy mają małą przyczepność do różnych materiałów, toteż wyniki te otwierają nowe możliwości stosowania tych cennych materiałów. Włókna szklane mają dużą wytrzymałość, ale stosunkowo niską temperaturę topnienia.

Włókna kwarcowe i azbestowe odznaczają się większą odpornością cieplną, ale wytrzymałość wzmocnionych nimi tworzyw sztucznych jest mała. Za najlepsze uważa się tworzywa wzmocnione włóknami poliamidowymi, które mają większą wytrzymałość niż tworzywa z włóknami kwarcowymi i azbestowymi, a dzięki bardzo małej przewodności cieplnej poliamidu rozkładają się w temperaturach ponad 5500° tak wolno, że umożliwiają to ich stosowanie w technice raketowej [32]. Ze względu

Tablica 5. Zmniejszenie wytrzymałości niektórych laminatów szklanych* wskutek działania wysokiej temperatury [23]

Żywica sztuczna	Warunki badania		Stosunek wytrzymałości po badaniu do początkowej
	temperatura [°C]	czas [h]	
Fenolowo-formaldehydowa	260	0,5	0,52—0,82
	200	200	0,59—0,82
Poliimid	320	0,5	0,12—0,80
	320	200	0,29—0,59
Polibenzimidazol	370	0,5	0,46—0,67
	320	200	0,08—0,26

* Warunki prasowania i utwardzania wykończającego tworzyw były następujące

Żywica sztuczna	Prasowanie		Utwardzanie	
	ciśnienie [kG/cm ²]	temperatura [°C]	temperatura [°C]	czas [h]
Fenolowo-formaldehydowa	6,3	120	200	76
Poliimid	1,8	175	320	10
Polibenzimidazol	6,3	370	320—450	98

na wzrastające wymagania konstruktorów trwają intensywne poszukiwania nowych włókien wzmacniających, które mogłyby również zwiększyć odporność cieplną tworzyw sztucznych. Duże nadzieje wiąże się pod tym względem z wytworzonymi w ostatnich latach tzw. whiskerami, tj. cienkimi włóknami węglowymi, grafitowymi, borowymi, berylowymi i włóknami węglików, azotków i tlenków boru, glinu i krzemu [24].

► *Stosowanie tworzyw sztucznych w postaci spienionej* (tworzyw piankowych). Dotyczy to tych tworzyw, których reakcja rozkładu cieplnego jest silnie egzotermiczna. Oddalenie od siebie cząstek tworzywa i ich oddzielenie cząstkami gazu wpływa wówczas na zwiększenie odporności cieplnej. Na przykład poliuretan rozkłada się w temperaturze 170 °C [11], a poliuretan piankowy co najmniej w 200 °C [25]. Rozkład poliuretanu piankowego z dwufenylometanodwuzocyjanianem zawierającym polieter (Sucrose) zaczyna się w temperaturze ponad 210 °C. W zakresie temperatur 250—350 °C masa tworzywa zmniejsza się do połowy, a przy 600 °C następuje całkowity rozkład.

Podobny przebieg ma rozkład poliuretanu piankowego zawierającego chlorowany polieter.

Przez dodanie preparatów organofosforowych polepszających odporność na płomień powoduje się zmniejszenie odporności cieplnej (rozkład zaczyna się w temperaturze 150 ÷ 170 °C, a kończy w temperaturze ~500 °C) [26].

Wypełniacze wpływają również — i to często w znacznym stopniu — na krótkotrwałą odporność cieplną. Największe znaczenie mają obecnie w tym zakresie włókna szklane, kwarcowe, azbestowe i włókna z żywic sztucznych, np. poliamidowe. Włókna szklane nadają tworzywu dużą wytrzymałość.

Zastosowanie tworzyw sztucznych o dużej odporności cieplnej w technice raketowej i lotnictwie

Temperatura w dyszy rakiety wynosi w czasie startu w ciągu kilkunastu lub kilkadziesiąt sekund do 5000 °C, a temperatura gazów wychodzących z dyszy ~3000 °C. Podczas powrotu rakiety na Ziemię temperatura na jej powierzchni może wynosić 5000 ÷ 6600 °C [27], a według niektórych źródeł — jeszcze więcej.

W tych warunkach dobór materiałów o odpowiedniej odporności cieplnej jest bardzo trudny. Materiały ceramiczne, których odporność cieplna jest niezwykle duża, zostałyby uszkodzone przy silnym tarciu o warstwy powietrza atmosferycznego. Również odporne cieplnie tworzywa węglowe nie nadają się do tego celu ze względu na palność, metale zaś topią się w całej masie wskutek intensywnego przewodzenia ciepła w głąb materiału.

W tych warunkach tworzywa sztuczne wykazały pozornie zupełnie nieoczekiwaną odporność — głównie ze względu na swoją nieznaczną przewodność cieplną. Wskutek krótkiego działania wysokiej temperatury i małej przewodności cieplnej tworzywa sztuczne topią się wyłącznie na powierzchni, natomiast warstwy wewnętrzne pozostają nie uszkodzone.

Jest przy tym interesujące, że stosunkowo dobrą odporność mogą wykazywać w tych warunkach tworzywa, które mają stosunkowo niewielką graniczną temperaturę odporności długotrwałej.

Przeprowadzone badania odporności cieplnej w temperaturze ~2500 °C wykazały największą odporność fenoplastów o dużej zawartości krzemionki.

Zastosowanie wypełniaczy jest konieczne dla uchronienia tworzywa przed nadmiernym rozszerzaniem się i kurczeniem oraz związanym z tymi zjawiskami powierzchniowym pękaniem.

W temperaturze 2500 ÷ 2800 °C w ośrodku powietrznym najbardziej odporne są fenoplasty z wypełniaczem w postaci włókien szklanych lub nylonowych; gorsze własności wykazują w tym przypadku żywice silikonowe i epoksydowe z tymi samymi wypełniaczami. W temperaturze ~2500 °C najlepsze własności wykazały żywice fenolowe wypełnione włóknami szklanymi o dużej zawartości krzemionki.

W temperaturze 2800 ÷ 3600 °C najlepsze własności mają żywice epoksydowe wzmocnione włóknami z tlenku krzemu, a w temperaturze ponad 3600 °C do ~5000 °C żywice fenolowe z włóknem nylonowym [28].

Tworzywa fenolowe wypełnione np. grafitem i policztero-fluoroetylenem mają w temperaturze 3500 °C dużą odporność na energię (większą ma tylko grafit) [28], [29]. Wszystkie wymienione tworzywa stosuje się niekiedy w połączeniu z materiałami ceramicznymi jako warstwy ochronne na powierzchni metalowych kadłubów raket. Dużą odporność na wysokie temperatury wykazują żywice silikonowe. Tworzywa sztuczne oparte na tych żywicach wykazały w próżni w temperaturze ponad 2500 °C największą odporność cieplną ze wszystkich tworzyw sztucznych.

Elastomery silikonowe mogą być stosowane w ciągu krótkiego czasu w zakresie temperatur 3300 ÷ 9000 °C [30].

Grubość tworzywa sztucznego dobiera się w zależności od czasu występowania wysokiej temperatury — tak,

żeby po stopieniu się jego zewnętrznej warstwy pozostała jeszcze warstwa o dostatecznej grubości. Dodatkową zaletą stosowania włókien szklanych jako wypełniacza jest tworzenie przez stopione włókna szklane warstwy izolacyjnej chroniącej nie stopioną część elementu.

Z tworzyw sztucznych wykonuje się obecnie wiele elementów raket, jak dysze, wykładziny komory spalania i części przepływowej, ustrzenie, wykładziny kadłuba silnika, stożki przednie rakiety itp.

Powłoki i elementy z tworzyw sztucznych łączy się klejami z żywic epoksydowych.

Największe zastosowanie w budowie raket miały dotychczas fenoplasty, a to ze względu na stosunkowo dobre własności cieplne i bardzo mały koszt. Jednak wzrastające wymagania techniczne w tej dziedzinie — często bez uwzględnienia kosztów — powodują wprowadzanie do budowy raket coraz nowych, a omówionych już materiałów.

Wielogodzinne działanie temperatury rzędu $300 \div 500^\circ\text{C}$ znoszą tworzywa silikonowe z wypełniaczem w postaci włókien szklanych. Wykonuje się z nich np. pokrywy aparatury radarowej w raketach. Mała przewodność cieplna tworzyw piankowych w połączeniu z odpornością cieplną umożliwia wykonywanie z nich — w połączeniu z blachą stalową — ścian przeciwogniowych. Ściana wykonana z piankowego octanu celulozy o grubości 6,5 mm, pokrytego żaroodporną blachą stalową o grubości 0,15 mm (ciężar ściany 5 kg/m^2), wytrzymała podczas prób temperaturę 1200°C w ciągu 0,5 godziny, a temperaturę 1100°C w ciągu godziny.

Po wypadku w bazie raketowej na przykładzie Kennedy'ego, w którym 27 stycznia 1967 r. spłonęło 3 kosmonautów amerykańskich, w celu zwiększenia bezpieczeństwa podczas następnych lotów przewidziano wykonanie wewnętrznego wyposażenia pojazdów kosmicznych „Apollo” i kombinezonów z tworzywa sztucznego o wysokiej temperaturze zapłonu w tlenie. Warunek ten uniemożliwił zastosowanie prawie wszystkich tworzyw sztucznych, ponieważ nawet tworzywa niepalne w powietrzu na ogół palą się w tlenie (dotyczy to np. poliamidów). Za najodpowiedniejsze tworzywo uznano polichlorofluoroetylen wzmocniony tkaniną szklaną [33].

Za materiały przyszłości dla techniki raketowej uważa się polimidy. Z tworzyw tych wykonano już różne części konstrukcyjne raket nośnych, jak osłona anteny radiolokacyjnej, korpusy serwowatoru przekaźnika, przetwornika ciśnienia, pierścienie oporowe silnika odrzutowego i różne elementy narażone na zużycie, np. koła zębate, uszczelki itp. [17].

Z kopolimerów amidów i polimidów wykonano osłonę anteny radiolokacyjnej oraz pokryto nimi kadłuby samolotów naddźwiękowych [18].

Całą laboratoryjną produkcję polibenzimidazolu przerobiono na sznury, taśmy i tkaniny i zbadano ich przydatność do wyrobu kombinezonów kosmicznych i spadochronów. Wobec pomyślnego wyniku próby uruchomiono już przemysłową produkcję tych tworzyw [19]. Wśród wytworzonych laboratoryjnie tworzyw sztucznych odpornych na wysokie temperatury zwraca uwagę wytworzone w USA tworzywo sztuczne o nazwie handlowej Pluton. Jest to polimer związku zawierającego węgiel, wodór, tlen i azot.

Tworzywo to wykazuje krótkotrwałą odporność cieplną do $10\,000^\circ\text{C}$ [34] oraz ma bardzo małą przewodność cieplną (również w wysokiej temperaturze) i elektryczną, znaczną wytrzymałość na rozciąganie i ściskanie, dużą odporność chemiczną i małą przyczepność do metali. Folię z Plutonu zastosowano już do pokrywania zewnętrznej powierzchni pojazdów raketowych i ich elementów narażonych na najwyższe temperatury.

Laminaty z tej folii i żywicy fenolowoformaldehydowej dzięki dużej odporności cieplnej (warstwy Plutonu chronią tę żywicę przed przegrzaniem) i wytrzymałości nadają się do wyrobu elementów silników raketowych i stożków dziobowych.

Ważną zaletą wszystkich tworzyw sztucznych jako materiałów do budowy raket jest ich lekkość; umożliwia ona znaczne zwiększenie zasięgu lub ciężaru użytecznego przy takiej samej mocy napędu.

Literatura

1. Nowak P.: *Kunststoffe auf dem Wege zu höherer Temperaturbeständigkeit*, „Kunststoffe” 1961 nr 9.
2. Vollmert B.: *Höher wärmebeständige Polymere*, „Kunststoffe” 1965 nr 6.
3. *Neue Erkenntnisse über die Hitzestabilisierung von Mischpolyamiden*, „Kunststoffe” 1960 nr 12.
4. *Hitzebeständiges Polyamid*, „Feinwerktechnik” 1964 nr 7.
5. Huth R.: *Wärmebeständiges PVC*, „Kunststoffe” 1965 nr 5.
6. Jellinek K.: *Neuere Entwicklungen auf Gebiete der Epoxidharze*, „Kunststoffe” 1965 nr 2.
7. Wallhäuser H.: *Duroplaste als Konstruktionswerkstoff für Formteile*, „Kunststoffe” 1967 nr 10.
8. *Zywice epoksydowe o zwiększonej wytrzymałości termicznej*, „Polimery” 1967 nr 7.
9. *Die Anwendung von Kunststoffen im Maschinen und Apparatebau*, „Technica” 1965 nr 8.
10. *Kunststoffe im Satellitenbau*, „Kunststoffe” 1964 nr 10.
11. Korszak W. W.: *Polarität — nunige tiermostojkije polimery*, „Plasticheskie massy” 1962 nr 1.
12. *Teplná odolnost plastických hmot*, „Jemna Mechanika a Optika” 1966 nr 2.
13. *Neuer hitzebeständiger Dupont Kunststoff*, „Maschinenwelt und Elektrotechnik” 1963 nr 3.
14. *Polymide — Eine neue Gruppe hochhitzebeständiger Kunststoffe*, „Kunststoffe” 1963 nr 3.
15. *Polyimide, neue Kunststoffe mit wertvollen Eigenschaften*, „Feinwerktechnik” 1964 nr 1.
16. *Polyimid — Folien und-Fertigteile*, „Kunststoffe” 1966 nr 10.
17. *Polyimides: High performance materials*, „British Plastics” 1968 nr 2.
18. *Verstärkte Copolymere bei 350°C fester als Aluminium*, „Kunststoff-Berater” 1967 nr 5.
19. *Neue hitzebeständige Faser*, „Kunststoff-Berater” 1966 nr 6.
20. *Industrielle Anwendung von asbestverstärkten Phenolharzen Gummi. Asbest*, „Kunststoffe” 1965 nr 10.
21. *Für hohe Temperaturen*, „Kunststoff-Berater” 1967 nr 1.
22. *Wärmebeständigkeit von Alkydharz — Pressstoffen*, „Kunststoffe” 1964 nr 5.
23. *Höherwärmebeständige Laminat aus Polybenzimidazol-Polyimid — und Phenolharz*, „Kunststoffe” 1967 nr 6.
24. *Paratt N. J.: Whisker reinforced plastics and metals*, „Chemical Engineering Progress” 1966 nr 3.
25. *Kunstharz-Hartschaum*, „Das Industrieblatt” 1962 nr 9.
26. *Thermischer Abbau von Polyurethan — Schaumstoffen*, „Kunststoffe” 1965 nr 10.
27. *Verhalten von Kunststoffen beim Wiedereintritt von Flugkörpern in die Atmosphäre*, „Kunststoffe” 1961 nr 4.
28. *Bassiere P.: PTFE- und Epoxidharz Gleitstoffe für Raumfahrtprojekte*, „Kunststoff-Berater” 1966 nr 7.
29. *Scherer R.: Werkstoffe für den Raketenbau*, „Werkstoffe und Korrosion” 1962 nr 3.
30. „Dow Corning Silicone News” 98 i 99.
31. *Prospekt firmy Du Pont Co.*
32. *Armierete Kunststoffe für Radkettenteile*, „Kunststoffe” 1959 nr 9.
33. *Neue Apollo-Kapsel mit PTFE*, „Kunststoff-Berater” 1967 nr 5.
34. *Pułczyński J.: Nowe tworzywo sztuczne odporne na temperatury do $10\,000^\circ\text{C}$* , *Przegląd Techniczny*” 1967 nr 38.

Opisano trening przeprowadzony w PLL „Lot” z zakresu ewakuacji awaryjnej samolotu, jak również dyskusję uzyskanych wyników, formułując nasuwające się w związku z tym uwagi oraz wnioski dotyczący systematycznego organizowania tego rodzaju treningów.

AWARYJNA EWAKUACJA SAMOLOTU

Wymagania międzynarodowe ICAO (Aneks 6 rozdz. 9 i 11) nakładają na użytkowników samolotów komunikacyjnych obowiązek szkolenia personelu lotniczego i pokładowego w zakresie czynności awaryjnych oraz posługiwania się sprzętem i wyposażeniem ratowniczym. Te same przepisy ustalają, że personel ten ma odbywać corocznie odpowiedni trening w celu odnawiania nabytych w toku zasadniczego szkolenia wiadomości i utrzymania wprawy w posługiwaniu się sprzętem i wyposażeniem ratowniczym. W ramy szkolenia, o którym mowa, wchodzi między innymi jako jeden z elementów ewakuacja awaryjna samolotu na lądzie i na wodzie. Właśnie taka pozorowana ewakuacja awaryjna stanowi przedmiot niniejszego opracowania.

W tym miejscu celowe będzie wspomnieć o metodach przeprowadzania szkolenia i treningu ewakuacji awaryjnej samolotu.

1. Il-18 — ewakuacja na lądzie — nauka zjazdu po trapie nadmuchiwanym



ryjnej samolotu. Praktycznie stosowane są dwa rozwiązania: jedno polega na zastosowaniu specjalnie zbudowanych makiet ustawionych w odpowiednio wyposażonych salach, drugie zaś na użyciu do szkolenia i treningu samolotów. To ostatnie rozwiązanie stosowane jest w PLL „Lot” ze względu na brak odpowiednich makiet i pomieszczeń. Jest to oczywiście niedogodne, gdyż powoduje wyłączenie samolotów z eksploatacji.

A oto szczegóły dotyczące jednego z przeprowadzonych treningów, którego wyniki wydają się być interesujące, a poza tym mogą posłużyć jako materiał do wyprowadzenia pewnych wniosków ogólniejszych.

Trening ewakuacji awaryjnej samolotów

Zamknięcie na kilka dni lotniska międzynarodowego Warszawa — Okęcie w październiku ub. roku, a to w związku z remontem drogi startowej, spowodowało przymusowe unieruchomienie wszystkich samolotów PLL „Lot”, a tym samym zawieszenie normalnych zajęć znacznej większości personelu lotniczego i pokładowego.

2. Il-18 — ewakuacja na lądzie — asekuracja zjeżdżających na ziemi



TNICZE



3. Il-18 — ewakuacja „po wodowaniu” — nauka wychodzenia przez wyjście awaryjne

Wykorzystując tę przymusową sytuację postanowiono przeprowadzić w tym czasie doroczny trening ewakuacji awaryjnej.

Nakreślono następujące cele dla wspomnianych wyżej ćwiczeń:

- pogłębienie u załóg w trakcie treningu praktycznej umiejętności posługiwania się sprzętem i urządzeniami ratowniczymi oraz utrwalenie w pamięci czynności i obowiązków spoczywających na poszczególnych członkach załogi w takiej sytuacji
- pomiar czasu ewakuacji poszczególnych typów samolotów eksploatowanych przez PLL „Lot”, a to wobec braku odpowiednich danych.

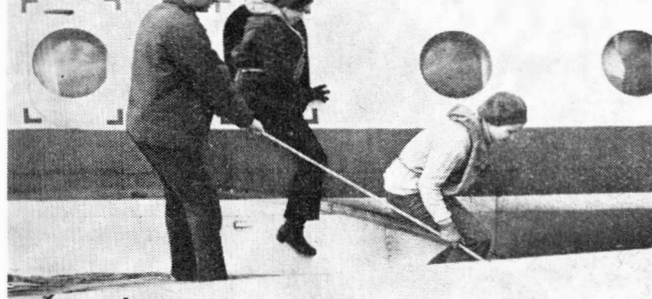
W niniejszej informacji zajęto się tylko drugim aspektem omawianego treningu, tzn. pomiarem czasu ewakuacji gdyż ta właśnie sprawa jest pod względem technicznym najbardziej interesująca.

Założenia programowe opisywanego treningu:

- trening objął załogi samolotów: Il-14, An-24, Il-18 i Tu-134 oraz wszystkie stewardessy i stewardów
- trening został przeprowadzony w porze dziennej
- trening obejmował dwa zadania:
 - pozorowaną ewakuację samolotu na lądzie z następującymi elementami: zajęcie stanowisk awaryjnych, przygotowanie trapów i ewakuacja,
 - pozorowaną ewakuację samolotu po wodowaniu przez wyjścia awaryjne na skrzydła, a więc zajęcie stanowisk i założenie kamizelek, otwarcie wyjść awaryjnych i założenie lin awaryjnych, ewakuacja przez cztery wyjścia na skrzydła.

Na samolotach Il-14 i An-24 przeprowadzono trening tylko w zakresie pierwszego zadania, zaś na samolotach Il-18 i Tu-134 w pełnym zakresie obu zadań.

TNICZE · LOT



4. Il-18 — ewakuacja „po wodowaniu” — asekuracja liną na skrzydle



5. Il-18 — ewakuacja „po wodowaniu” wychodzenie na skrzydło w założonych, lecz nie nadmuchanych kamizelkach ratunkowych

6. An-24 — ewakuacja na lądzie (po lądowaniu ze schowanym podwoziem, co symuluje schodki) — nauka wychodzenia przez wyjście awaryjne





7. An-24 — awaryjnie z ewakuacją przez drzwi tylnego bagażnika



8. An-24 — ewakuacja przez drzwi tylnego bagażnika

Co się tyczy samej organizacji zajęć, to personel podzielono na odpowiednie grupy. W każdej grupie zajęcia prowadziła załoga „instruktorska” składająca się z kompletnej załogi lotniczej i kompletu personelu pokładowego w liczbie odpowiedniej dla samolotu dane-

go typu. Reszta personelu w grupach odgrywała rolę „pasażerów”.

Dalsze szczegóły dotyczące liczby osób uczestniczących w treningu oraz uzyskane wyniki zestawiono w załączonej tablicy 1.

Tablica 1. Pomiar czasu ewakuacji awaryjnej

Typ samolotu	Liczba uczestników				Zadanie pierwsze: czas ewakuacji na lądzie w sekundach				Zadanie drugie: ewakuacja po wodowaniu w sekundach				Czas jednostkowy na 1 osobę ewakuowaną [s/os]		Uwagi
	załoga „instruktorska”	personel pokładowy	pasażerowie	razem	zajęcie stanowisk awaryjnych	przygotowanie sprzętu	ewakuacja	ogólny czas akcji	zajęcie stanowisk awaryjnych	otwarcie wyjść, założenie kamizelki i lin awaryjnych	ewakuacja na skrzydła	ogólny czas akcji	zadanie pierwsze	zadanie drugie	
Il-14	4	—	32	36	15	7	87	109	—	—	—	—	3,03	—	
An-24	3	2	44	49	22		53	75	—	—	—	—	1,53	—	
An-24	3	2	48	53	20		56	76	—	—	—	—	1,43	—	
An-24	3	2	38	43	17		42	59	—	—	—	—	1,37	—	
Il-18	5	4	73	82	37	50	220	307	38	45	137	220	3,47	2,69	
Il-18	5	4	69	78	33	56	302	391	37	43	123	203	3,87	2,60	ewakuacja tylko przez jedne drzwi
Tu-134	4	3	42	49	73	180	105	358	120	58	38	206	7,30	4,20	ćwiczenia prowadzone po raz pierwszy na tym typie samolotów

Dyskusja wyników

Podstawowym pytaniem, jakie należy sobie postawić, jest to, w jakim stopniu uzyskane wyniki można uważać za miarodajne. Z całą pewnością dużo tu zależy od wprawy, zdyscyplinowania itd. Można także powiedzieć, że podczas treningu nie działa czynnik strachu przed niebezpieczeństwem przyspieszający działanie człowieka, z drugiej jednak strony trzeba pamiętać, że czynnik ten może przyczynić się także do popełniania błędów w obsłudze sprzętu pod wpływem emocji czy wskutek powstania paniki, a tym samym do przedłużania akcji. Trzeba także pamiętać, że uczestnikami treningu byli ludzie młodzi lub w średnim wieku, sprawni fizycznie, zdyscyplinowani i obeznani ze sprzętem i odpowiednimi czynnościami oraz traktujący poważnie całą sprawę. Na to wszystko w zespole pasażerów liczyć nie można.

Niezależnie od powyższego rozumowania podano w tabelicy czysto teoretyczny wskaźnik „czasu ewakuacji na jedną osobę”. Z porównania wyników widać, że dla samolotów An-24 i Il-18 wartości wskaźnika są zbliżone dla różnych prób; można więc sądzić, że próby te miały charakter powtarzalny (w danych warunkach).

Trzeba wreszcie pamiętać o tym, że sytuacje awaryjne są z reguły niepowtarzalne, zdarzają się rzeczy zaskakujące nawet dobrze wyszkolony personel, mogą wystąpić uszkodzenia uniemożliwiające realizację przewidzianego planu ewakuacji itd.

W związku z tym należy traktować wszystkie wyniki jako orientacyjne.

Mimo wszystko jednak można na marginesie tych wyników sformułować kilka uwag:

- ewakuacja samolotu An-24 na lądzie trwa krótko, jest bowiem dużo wyjść i nie potrzeba żadnego dodatkowego sprzętu („trapów”); można więc ją uznać za „bezpieczną”
- w przypadku samolotu Il-18 oraz Tu-134 czas ewakuacji zarówno po wodowaniu jak i na lądzie jest krótszy. Wychodząc z czasów jednostkowych w przypadku pełnej obsady samolotów trzeba by przewidywać czasy ewakuacji podane w tabelicy 2.

O ile dla przypadku wodowania są to czasy długie, lecz być może wystarczające dla bezpiecznego przeprowadzenia akcji, to dla ewakuacji na lądzie, szczególnie w przypadku pożaru samolotu, są to czasy niepokojąco długie.

Dokończenie ze str. 6

Poszukiwanie nowych, bardziej ekonomicznych źródeł energii doprowadzi z całą pewnością do rezultatów podobnych, jakie uzyskano w wyniku wieloletnich badań nad elektrycznością.

A. Clark uważa, że w niespełna 30 lat od chwili wyłączenia człowieka na Księżycu będziemy świadkami narodzin człowieka na innej planecie.

Już chociażby przytoczone tu przykłady świadczą wymownie o ogromnym znaczeniu badań kosmicznych dla ogólnego rozwoju naszej techniki i nauki. A przecież to dopiero początek ery podboju Kosmosu. Patrzmy więc z ufnością na badania, a już z całą pewnością wypada

Tablica 2

Typ samolotu	Liczba osób na pokładzie	Przewidywany czas ewakuacji			
		ląd		woda	
Il-18	106	400''	6'40''	275''	4'35''
Tu-134	79	576''	9'36''	332''	5'32''

Trzeba mieć tu na uwadze to, że samolot Il-18 jest konstrukcją pochodzącą sprzed kilkunastu lat, gdy jeszcze w płaszczyźnie międzynarodowej (IATA, ICAO) nie była lansowana formuła ewakuacji awaryjnej w 90 s. (1,5 min.), którą to formułę spełniają podobno najnowsze samoloty, np. B-747. W odniesieniu do samolotu Il-18 można by zapewne nieco poprawić sytuację, gdyby np. nie trzeba było wyciągać trapów ze schowka, oraz kotwiczyć i napełniać gazem, lecz zapewnić automatyzację tych czynności z chwilą otwarcia drzwi wejściowych samolotu.

Z tego punktu widzenia samolot Tu-134 jest jeszcze bardziej kłopotliwy, cała bowiem ewakuacja odbywa się przez przednie wyjście (procedura awaryjna nie przewiduje ewakuacji przez tylny bagażnik), jest tylko jeden trap nadmuchiwany, który trzeba wyciągać z szafki w bufecie, poza tym w samolocie jest ciasno (mała średnica kadłuba).

Wnioski

- Przeprowadzony trening z towarzyszącym mu pomiarem czasów ewakuacji samolotów wskazał na potrzebę systematycznego przeprowadzania takich ćwiczeń, aby personel nabral odpowiedniej wprawy i nawyków oraz nabral zaufania do sprzętu ratunkowego. To ostatnie oddziaływanie psychologiczne na personel trzeba uważać za bardzo istotne,
- systematyczny trening w akcji ewakuacyjnej samolotu może przyczynić się do znacznego skrócenia czasu jej trwania, a tym samym zmniejszyć ryzyko występujące z tego tytułu w sytuacjach awaryjnych; jest to więc najskuteczniejszy sposób poprawy istniejącego stanu rzeczy.

Fot. Janusz Czerniak

powstrzymać się od uwag i stwierdzeń tak krytycznych, jak przytoczone na wstępie.

Dzieje rozwoju nauk przyrodniczych dowodzą, że każda nowa idea służyła człowiekowi. Czasem trzeba było tylko trochę poczekać. Zdarzało się też, że człowiek działał przeciwko drugiemu człowiekowi, że czynił ze swych pomysłów użytek przeciwny naturze i logice. Działo się tak tylko wówczas, gdy możliwości techniczne człowieka przerastały jego moralną odpowiedzialność. Udział coraz większej liczby ludzi w badaniach pomniejsza niehumanitarne zużytkowanie osiągnięć jakiegokolwiek nauki, a astronautyki w szczególności.

Autor przedstawia opisowo i schematycznie, jakiej należy spodziewać się pogody (widzialność pozioma i podstawa chmur) na lotnisku Warszawa-Okęcie w zależności od kierunku wiatru. Zagadnienie to zostało omówione ogólnie dla całego roku oraz dla półrocza letniego jako korzystnego do wykonywania lotów i półrocza zimowego jako okresu trudnego dla lotnictwa.

WSKAZÓWKI UŁATWIAJĄCE PROGNOZĘ POGODY DLA LOTNISKA WARSZAWA-OKĘCIE

Niezmiernie ważnym, a nawet decydującym zagadnieniem dla pomyślnego wykonania lotów jest znajomość przebiegu pogody na lotnisku. Wszystkie najnowsze i najdoskonalsze osiągnięcia techniczne i technologiczne stosowane w produkcji aparatów latających przy zetknięciu z Ziemią mogą ulec roztrzaskaniu wtedy, gdy między innymi zaskoczy nas zła, nieprzewidziana pogoda... Być może niedługo już nastąpi zahamowanie rozwoju, a nawet zmierzch lotnisk w obecnym układzie, ponieważ coraz bardziej są doskonałe konstrukcje latające o pionowym starcie, jednakże pilot zawsze będzie potrzebował określonego pola widzenia dla bezpiecznego lądowania.

Pierwszym możliwym sposobem uniknięcia wypadku przy lądowaniu w czasie złej pogody (poniżej minimum ustalonych dla pilota i typu samolotu) jest zawrócenie z docelowego lotniska i lądowanie na innym. Pociąga to jednak za sobą ogromne koszty. Warto wiedzieć, że koszt 1 godziny lotu na pasażerskim samolocie dwusilnikowym, na przykład Il-14 wynosi 18 000 zł. Natomiast bezpieczne przyjęcie obcego samolotu komunikacyjnego na lotnisku przynosi natychmiastowy zysk dewizowy o wartości średnio 100 dolarów USA.

Ustalono, że na lotnisku Warszawa-Okęcie dolna podstawa chmur i widzialność pozioma oraz powstawanie mgieł zależą od kierunku i prędkości wiatru. Wiatry wieją z różnych kierunków, ale ze zmiennymi prędkościami, ponieważ teren Warszawy jest otwarty dla przepływu wszystkich mas powietrznych, przy czym we wszystkich porach roku przeważają wyraźnie wiatry zachodnie (Polska leży w strefie cyrkulacji zachodniej, gdzie dominuje pogoda związana z wędrowką niżów, głównie wzdłuż „Szlaku Bałtyckiego”). W artykule omówiona jest zależność pomiędzy podstawą chmur i widzialnością poziomą a kierunkiem i prędkością wiatru w czasie całego roku, jak również w półroczu letnim oraz zimowym.

* Autor pełnił różne funkcje, m.in. latał w aeroklubach, „Aeroflocie” i PLL „Lot”, bezpiecznie wylatał ponad 3000 godzin i przeleciał ponad 1 000 000 kilometrów nad Europą i Azją. Artykuł jest częścią dwutomowej pracy Klimat lotniska Warszawa-Okęcie opracowanej na podstawie ok. 1 000 000 obserwacji przeprowadzonych w latach 1951—1960 na stacjach klimatologiczno-meteorologicznych w Warszawie na Bielanach i na Okęciu. Obserwacje, obliczenia, teoretyczne rozważania, analizowanie oraz podsumowanie trwały ok. 20 lat. PLL „Lot” zaznajomiły się z pracą Autora i skorzystały z wielu praktycznych rad, m.in. wprowadzając korektę do rozkładu lotów.

Analizując korelację zachodzącą między elementami meteorologicznymi można stwierdzić, że podział roku na półrocza dla lotniska Warszawa-Okęcie jest słuszny i wystarczający, mimo że w Polsce można wyróżnić 6 pór roku. Zresztą rozkłady lotów na całej półkuli północnej, a więc i w Polsce, jak również nasilenie komunikacji lotniczej podlegają zmianie w półroczach (intensywniejsze w półroczu letnim).

Zależność podstawy chmur i widzialności poziomej od kierunku i prędkości wiatru

Kształtowanie się pogody w ciągu całego roku

Lotnisko Warszawa-Okęcie ma w roku średnio 237 przypadków (jeden przypadek znaczy w przybliżeniu jedną godzinę) złej pogody utrudniającej loty. Za złą pogodę należy uważać takie warunki, gdy widzialność pozioma jest mniejsza niż 1500 m, a podstawa chmur niższa niż 150 m. Za pogodę dobrą przyjęto takie warunki, kiedy podstawa chmur jest wyższa niż 150 m, a widzialność pozioma większa od 1500 m. Niekorzystne dla wykonania lotów warunki występują najczęściej przy wiatrach z sektora WSW — NW (niska podstawa chmur i słaba widzialność pozioma) oraz z sektora E — SE (słaba widzialność pozioma). Z sektora WSW — NW napływają bowiem niższe oraz wilgotne masy powietrza atlantyckiego; wiatry z E — SE przynoszą mgły z nad Wisły i jej doliny. Wiatry z sektora N — NNE przynoszą zawsze dobrą widzialność poziomą, niekiedy obniża się podstawa chmur, ale wykonanie lotów jest możliwe. Wiatry te w ciągu roku występują z częstotliwością do 5%. Istnieje wprost proporcjonalna; ścisła zależność prędkości wiatru i widzialności poziomej. Im większa jest prędkość wiatru, tym lepsza jest widzialność pozioma. Wyjątek stanowią opady, przy których jak wiadomo widoczność jest słaba.

Podstawa chmur a kierunek wiatru. Chmury najniższe najczęściej występują przy kierunku wiatru 270° (średnio 90 przypadków) i przy kierunku 292,5° (średnio 77 przypadków). Z pozostałych kierunków chmury najniższe (o podstawie 30 m) są bardzo rzadko notowane, a z kierunku 022,5° i 337,5° — nie występują.

Podstawa chmur a prędkość wiatru. Największą częstotliwość wykazują chmury o podstawie

150—170 m przy prędkości wiatru $0 \div 6$ węzłów ($0 \div 3$ m/s). Przy tej samej prędkości obserwowane są chmury najniższe. Niskie chmury notowane są również przy prędkościach $7 \div 10$ węzłów ($3 \div 5$ m/s). W miarę wzrostu prędkości wiatru podstawa się podnosi.

Cisza. Bezwietrzna pogoda, zwana ciszą na lotnisku Warszawa-Okęcie występuje średnio w roku 11,9% i zajmuje drugie miejsce po wiatrach z sektora WSW — W — WNW, które występują w ciągu roku 27,5%. Pogoda podczas ciszy w półroczu letnim jest zupełnie odmienna od półrocza zimowego (rys. 1).

Kształtowanie się pogody w półroczu letnim

Półrocze letnie jest bardzo korzystnym okresem dla żeglugi powietrznej i przyjmowania samolotów na lotnisku Warszawa-Okęcie, ponieważ notowane są w tym okresie tylko średnio 23 przypadki złej pogody. Przypadki te występują tylko z rana, powodując nieznaczne i sporadyczne opóźnienia lotów. Natomiast w ciągu całego dnia przeszkodę w wykonaniu lotów mogą stanowić jedynie burze, których średnia ilość w półroczu letnim wynosi 28.

Rozkład złej pogody i burz w poszczególnych miesiącach półrocza letniego przedstawia się następująco:

Miesiące	IV	V	VI	VII	VIII	IX
Srednia ilość przypadków złej pogody	5	4	5	2	1	6
Srednia ilość burz	2	5	7	7	5	2

Kierunek wiatru a widzialność pozioma. W ciągu całego półrocza letniego widzialność po-

zioma jest dobra przez całą dobę i to niezależnie od kierunku wiatru. Wyjątek stanowią mgliste poranki i burze, podczas których występuje zła widzialność.

Kierunek wiatru a podstawa chmur. Wiatry wiejące z sektora WSW — W — WNW — NW stanowią 36,4% wszystkich wiatrów w półroczu letnim i przynoszą chmury o niskiej podstawie nie pogarszając jednakże widzialności poziomej, co umożliwia normalne wykonywanie lotów.

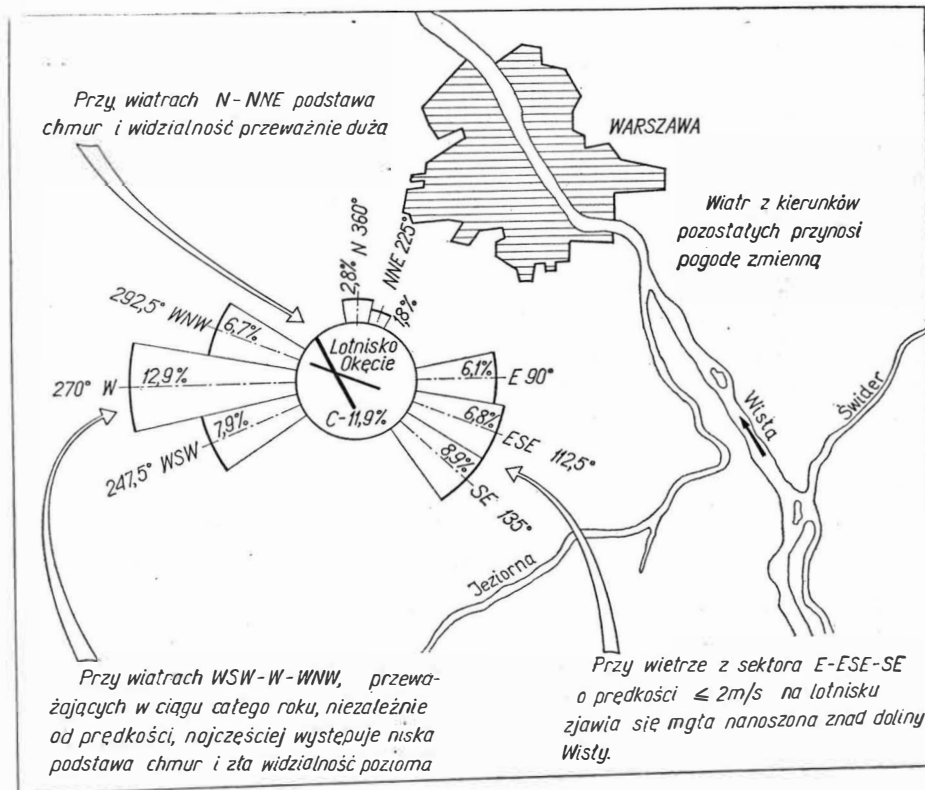
Cisza. W półroczu letnim cisze stanowią znaczny procent — 13,7. Podczas ciszy jest zawsze dobra widzialność pozioma i wysoka podstawa chmur lub chmury w ogóle nie występują (rys. 2).

Kształtowanie się pogody w półroczu zimowym

Półrocze zimowe jest niekorzystnym okresem do wykonywania lotów ze względu na liczne przypadki złej pogody, które występują średnio w liczbie 217. Mimo zmniejszenia liczby lotów pasażerskich wskutek zmniejszonego ruchu turystycznego, wiele lotów, z tych niewielkich pozostałych, odwołuje się z powodu złej pogody. Liczba odwołanych w półroczach zimowych lotów jest bardzo zbliżona do średniej ilości przypadków złej pogody, a nawet ją przekracza. Jako przykład może posłużyć liczba odwołanych 269 lotów w okresie od 1.X.1962 r. do 31.III.1963 r. na lotnisku Warszawa-Okęcie.

Rozkład złej pogody w poszczególnych miesiącach półrocza zimowego:

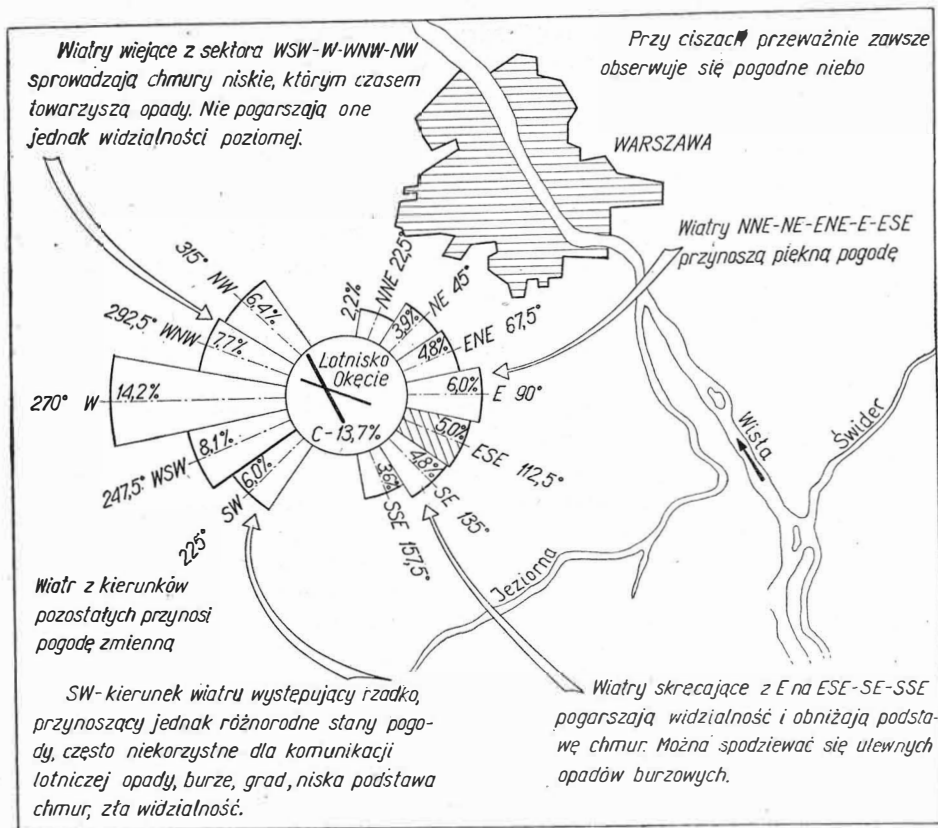
Miesiące	X	XI	XII	I	II	III
Srednia ilość przypadków złej pogody	19	51	55	35	39	18



oprac. J. Osos

1. Aktualna dla całego roku zależność podstawy chmur i widzialności poziomej od kierunku wiatrów na lotnisku Warszawa-Okęcie

Uwaga: Należy uwzględnić porę roku i porę doby.



oprac. J. Osos

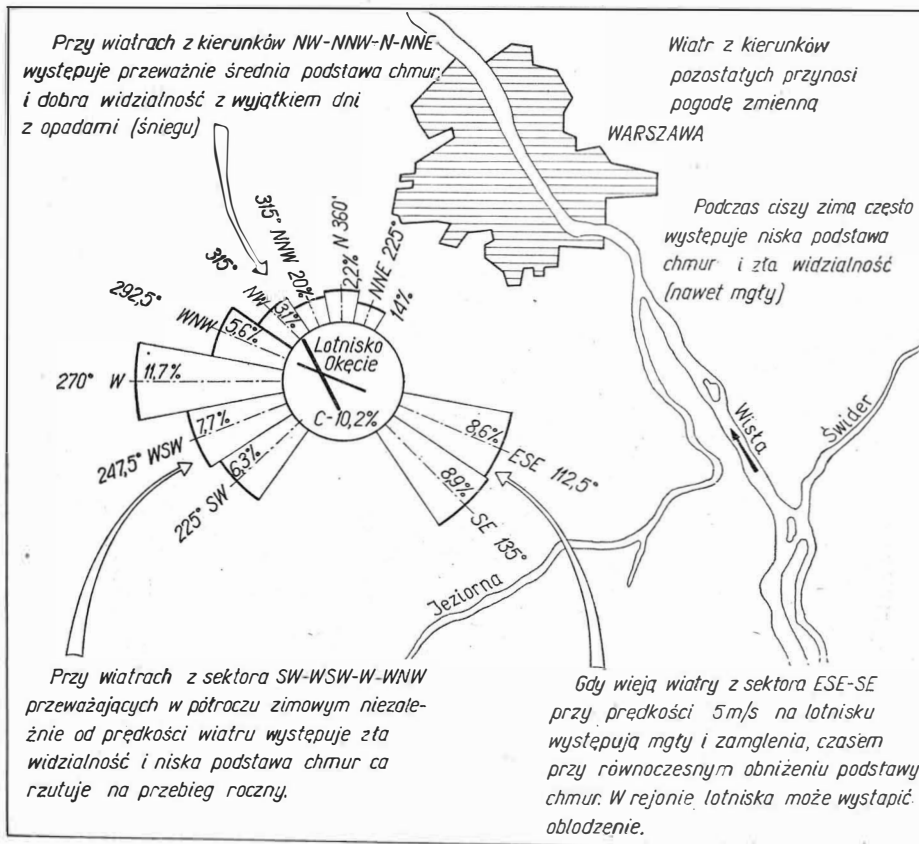
2. Aktualna dla półrocza letniego zależność podstawy chmur i widzialności poziomej od kierunku wiatrów na lotnisku Warszawa-Okęcie

Uwaga: Należy uwzględnić porę roku i porę doby.

W półroczu zimowym występują jedynie nieliczne i krótkotrwałe burze śnieżne.

Kierunek wiatru a widzialność pozioma. Wiatrom z sektora SW-WNW towarzyszy duża częstotliwość słabej widzialności poziomej. Przy wiatrach

z sektora ESE-SE występuje zawsze słaba, a nawet zła widzialność. Wiatrom z sektora NW-NNW-N-NNE towarzyszy zawsze dobra widzialność. Z wiatrami NNE-E jest związana bardzo dobra widzialność pozioma.



oprac. J. Osos

3. Aktualna dla półrocza zimowego zależność podstawy chmur i widzialności poziomej od kierunku wiatrów na lotnisku Warszawa-Okęcie

Uwaga: Należy uwzględnić porę roku i porę doby

Kierunek wiatru a podstawa chmur. Wiatry wiejące z sektora SW—WNW stanowią 31,9% wszystkich wiatrów w półroczu zimowym i często przynoszą chmury o niskiej podstawie. Najniższa podstawa chmur (30 m) występuje przy wiatrach z kierunku 270° (średnio 44 przypadki), wiejących z prędkością 7÷10 węzłów (3÷5 m/s). Przy wiatrach z sektora ESE—SE stanowiących 17,5% i wiejących z prędkością do 5 m/s występuje obniżenie podstawy chmur. Natomiast wysoka podstawa i często bezchmurne niebo są związane z wiatrami NNE—E.

Cisza. W półroczu zimowym przy bezwietrznej pogodzie występują chmury niskie (średnio 236 przypadków). Z ciszami związana jest słaba widzialność. Ciche wieczory i poranki przeważnie obfitują w mgły. Cisze w półroczu zimowym zajmują trzecie miejsce w ilości przypadków złej pogody po wiatrach z WSW — W — WNW i ESE — SE, C — 10,2%. Uzupełnienie do omówionych warunków, jakie panują w półroczu zimowym na lotnisku Warszawa-Okęcie znajduje się na rys. 3.

Zagadnienie omówione w tym artykule zostało przedstawione w takiej formie jaka przyjęta jest w AIP, to znaczy opisowo i schematycznie. Schematycznie dlatego, że załogi latające używają w swej praktyce schematów, a planiści i koordynatorzy przyzwyczajeni są do formy opisowej. Tak załogi latające jak i koordynatorzy muszą zawsze pamiętać o kierunku wiatru, który w poważnym stopniu decyduje o warunkach pogody jaka będzie na lotnisku. Dla przykładu niech posłuży sytuacja, gdy w półroczu zimowym panuje na lotnisku cisza, a z nią związana jest niska podstawa chmur i zła widzialność pozioma. Należy wówczas przeanalizować wspólnie z synoptykami, jaki będzie kierunek wiatru i podjąć odpowiednią decyzję: opóźnienia lotu, gdy przewidziany jest wiatr z sektora NW — NNW — N — NNE lub odwołania lotów, gdy przewidzimy, że wiatr będzie z sektora ESE — S.

Niewiedza powoduje duże straty ekonomiczne, bo właśnie chmury, które czynią pięknym obraz nieba, są podporządkowane prawom, które człowiek powinien poznawać — bowiem prawa te decydują wspólnie z człowiekiem, czy lot może być wykonany bezpiecznie.

Z działalności Sekcji Głównej Komunikacji Lotniczej SITK

●
19 maja 1970 r. odbyło się zebranie Podsekcji IV. Sekcji XII, na którym zostały przeanalizowane i posegregowane tematyczne wnioski zgłoszone przez koła przy ZLWL, ITWL, ZRL i LK, PLL „LOT” i WOSL Dęblin.

Wnioski po opracowaniu redakcyjnym zgłoszone zostały do Sekcji XII O/W na odpowiednich formularzach.

●●
Na terenie ZRL i LK ukazał się i jest wydawany systematycznie „Biuletyn Informacyjny” w formie gazetki wewnętrzzakładowej. Pierwszy numer ukazał się 8 marca 1970 r. W skład zespołu redagującego biuletyn wchodzi członkowie SITK istniejącego tam koła.

●●●
29 maja 1970 r. została oddana do użytku całość załogi ZRL i LK Biblioteka Techniczna. Powstała ona z inicjatywy Zarządu Koła SITK przy ZRLiLK. Biblioteka znajduje się w Krajowym Porcie Lotniczym na Okęciu w nowym pomieszczeniu, nowej oprawie i wystroju — urządzonej gospodarskim sposobem.

●●●●
Słowa uznania i podziękowania należą się Zarządowi Koła przy ZRL i LK — organizatorowi nowo powstałych kół przy lotniskach komunikacyjnych w następujących miejscowościach:

Krakowie, gdzie 11 członków rozpoczęło działalność 1.10.69 r.
Poznaniu, gdzie 15 członków rozpoczęło działalność 1.01.70 r.
Gdańsku, gdzie 11 członków rozpoczęło działalność 1.01.70 r.

Ostatnio Zarząd Koła przy ZRLiLK dużo pracy i wysiłku włożył w zorganizowanie Koła na Gocławiu przy LZUG, które rozpoczęło swą działalność 1.07.70 r. zebraniem organizacyjnym przy współudziale przedstawicieli Zarządu SITK przy ZRLiLK.

●●●●●
8 czerwca 1970 r. odbyło się spotkanie organizacyjne członków nowego Koła SITK przy Zarządzie Ruchu Lotniczego i Lotnisk Komunikacyjnych w Poznaniu.

Zaproszony na zebranie członek Zarządu Sekcji kol. mgr inż. Z. Cele-

wicz nakreślił główne kierunki działania Koła oraz zapowiedział zorganizowanie konferencji naukowo-technicznej z udziałem naukowców zagranicznych, która ma się odbyć w listopadzie br. w Poznaniu. Przedmiotem jej będzie lotniczy transport towarowy. Potrzeba rozwoju tego typu lotnictwa wynika z prostego faktu, że właśnie ten rodzaj transportu jest w naszej komunikacji lotniczej stale jeszcze w stanie załazkowym. Przedmiotem dalszej ożywionej dyskusji były zbliżające się Międzynarodowe Targi Poznańskie i konieczność przygotowania lotniska poznańskiego do przyjmowania samolotów zagranicznych. W szczegółowych wypowiedziach można było odczuć, że jest ambicją wszystkich pracowników, aby poprzez usprawnienie służby technicznej, szybko i po europejsku pojętą obsługą pasażerów oraz estetyczny wygląd obiektów goście zagraniczni swoje pierwsze spotkanie z Polską odebrali jak najlepiej. W drugiej kolejności omawiano sprawę włączenia się członków poznańskiego SITK w prace przygotowawcze związane z VI Kongresem Techników Polskich, który odbędzie się w lutym 1971 roku.

PRENUMERATE

TECHNIKI LOTNICZEJ i ASTRONAUTYCZNEJ

przyjmuje

ZAKŁAD KOLPORTAŻU WCT NOT WARSZAWA, ul. Mazowiecka 12
telefon 26-80-16

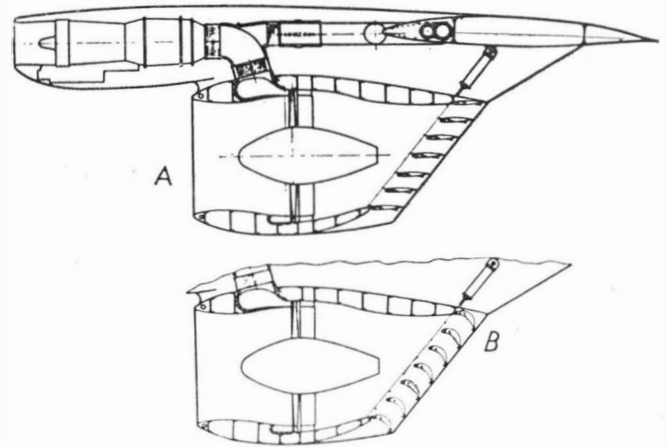
nowości techniczne

Projekt samolotu transportowego VTOL HFB 600

Spośród opracowanych ostatnio w NRF projektów samolotów transportowych V/STOL zwraca uwagę oryginalnością rozwiązania układu nośno-napędowego projekt firmy Hamburger Flugzeugbau HFB 600. Układ ten (rys. 1) stanowi skojarzenie wentylatorów napędowych o sterowanym wektorze ciągu, które po raz pierwszy zostały zaproponowane przez firmę Chance-Vought, z wentylatorami nośnymi systemu General Electric. Podukład napędowy składa się z czterech wytwornic (1) General Electric GE1/10J1 i czterech wentylatorów napędowych (2) General Electric GE-FAN o ciągu 8700 kG. Wentylatory są napędzane za pośrednictwem umieszczonego na ich obwodzie wieńca turbinowego. Strumienie wylotowe wentylatorów mogą być odchylane do dołu, z odzyskiem prawie 100% ciągu, za pomocą kierownic z elastycznymi łopatkami (3). Wytwornice podukładu napędowego zasilają również wentylatory sterujące (5) o ciągu 2585 kG umieszczone na końcach skrzydła. Szczegóły podukładu napędowego pokazano na rys. 2, gdzie A przedstawia konfigurację wentylatora w locie poziomym, a B — w czasie pionowego startu. Zabudowany w dolnej części kadłuba podukład nośny — 4 na rys. 1 — ma cztery wytwornice GE1/10J1 i cztery wentylatory nośne GE-FAN o ciągu 8880 kG z wieńcami turbinowymi na obwodzie. Wytwornice napędzają dodatkowo dwa wentylatory sterujące zabudowane w ogonowej części kadłuba. Na rysunku 3 widać sposób doprowadzania powietrza do wytwornic (C) i do wentylatorów (H), przewody (E) zasilające wieńce turbinowe wentylatorów (D) oraz kierownice wylotowe wentylatorów (F), które pozwalają na wytwarzanie poziomej składowej ciągu. Przewody (G) doprowadzają gaz z wytwornic do wieńców turbinowych wentylatorów sterujących umieszczonych w ogonowej części kadłuba.

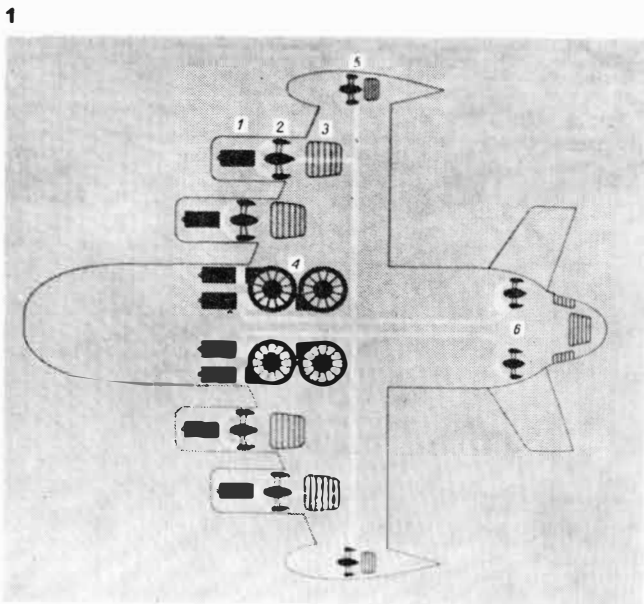
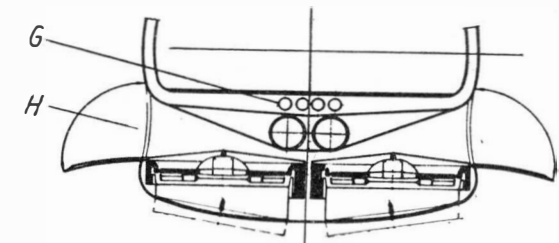
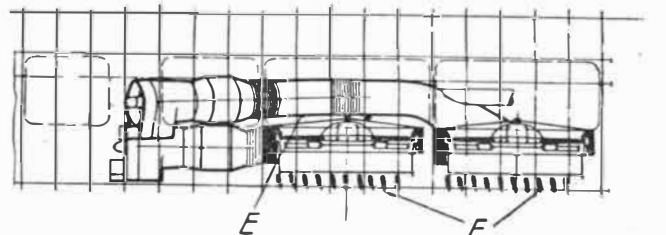
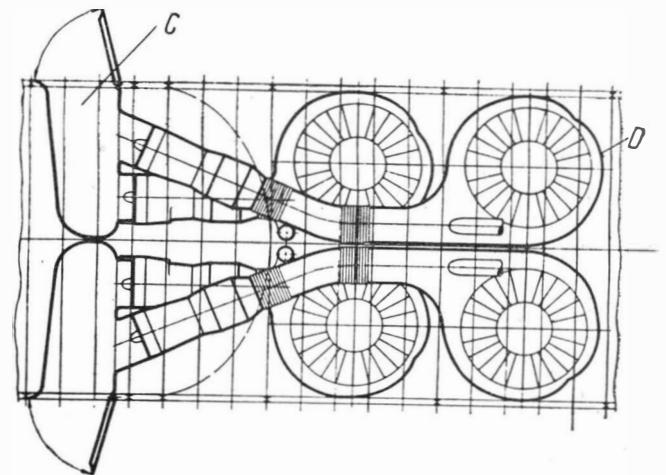
Zastosowany układ nośno-napędowy dzięki małym prędkościom strumieni wylotowych wytwarza mały hałas i powoduje niewielką erozję gruntu. Możliwość sterowania wektorem ciągu wentylatorów napędowych i nośnych pozwala na dokonywanie szybkich przejść i zapewnia dobre własności STOL.

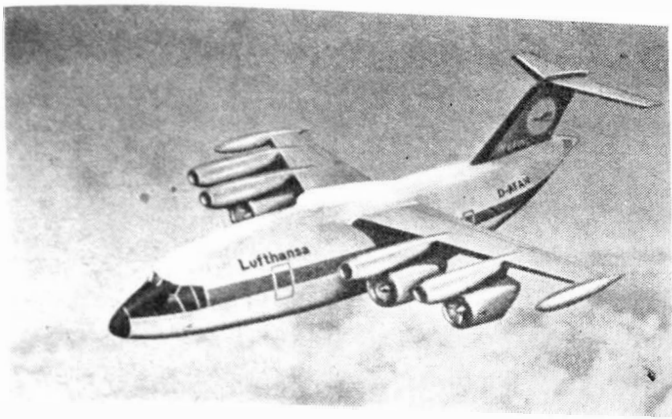
Wyglądem samolot HFB 600 przypomina współczesne odrzutowe samoloty pasażerskie. Kadłub ma dużą średnicę.



2

3





Nowa generacja europejskich samolotów treningowych

W lecie 1969 r. francuskie i zachodnioniemieckie ministerstwa obrony ogłosiły wspólne założenia dla odrzutowego samolotu treningowego, który ma być opracowany i produkowany przez oba kraje i ma zastąpić obecnie używane samoloty Potez „Fouga Magister” i Lockheed T-33.

Najważniejsze wymagania w stosunku do nowego samolotu są następujące: ciężar startowy 4000 do 5000 kG, prędkość maksymalna przy ziemi 925 km/h, a na wysokości 9000 m — 880 km/h ($Ma = 0,8$), maksymalna wartość pionowego przyspieszenia przy prędkości 650 km/h przy ziemi 4 g, promień działania w locie przy ziemi, bez dodatkowych zbiorników, 350 km, prędkość podchodzenia do lądowania poniżej 220 km/h, prędkość przyziemienia maks. 185 km/h, długość startu na 15 m maks. 900 m, długość lądowania z 15 m poniżej 600 m, cena najwyżej 4 mln fr. Do napędu samolotu powinny być zastosowane dwa silniki SNECMA/Turbomeca „Larzac” 02, nie wyklucza się jednak również silników General Electric J85-GE-4 i UACL JT15D-3.

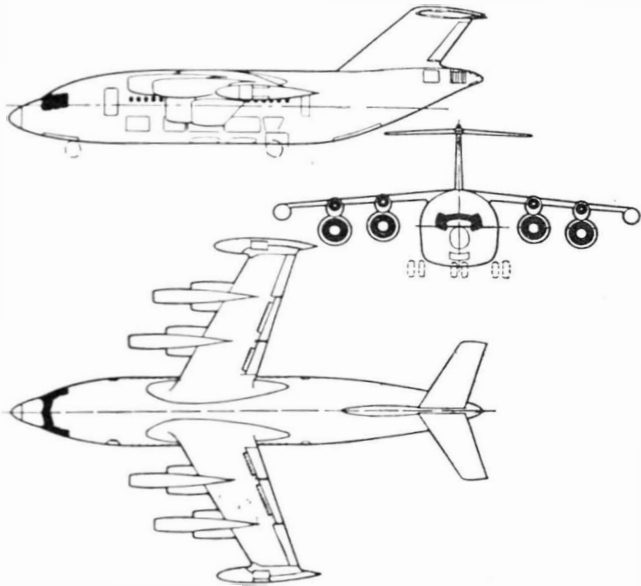
Program rozwojowy ma obejmować budowę czterech prototypów i dwóch płatowców do prób statycznych i dynamicznych oraz sześciu samolotów serii informacyjnej. Pierwsze zamówienie wyniosłoby 400 samolotów.

Opracowane już zostały trzy projekty samolotu mającego spełniać przytoczone powyżej wymagania. Pierwszy opracowały firmy Breguet i Dornier, drugi — SNIAS i Messerschmitt-Bölkow-Blohm, trzeci — firma VFW-Fokker (firmy VFW i Fokker utworzyły ostatnio jedno przedsiębiorstwo). Załączona fotografia przedstawia te projekty: Breguet/Dornier TA-501 „Alpha Jet”, SNIAS/MBB E650 „Eurotrainer” i VFW/Fokker VF T291.

W. K.

4

dnice, co m.in. jest wynikiem zabudowy układu nośnego pod podłogą kabiny i związanych z tym problemów izolacji dźwiękowej i cieplnej. Wewnętrzna średnica kadłuba wynosi 4,6 m, co w wersji cywilnej pozwala na



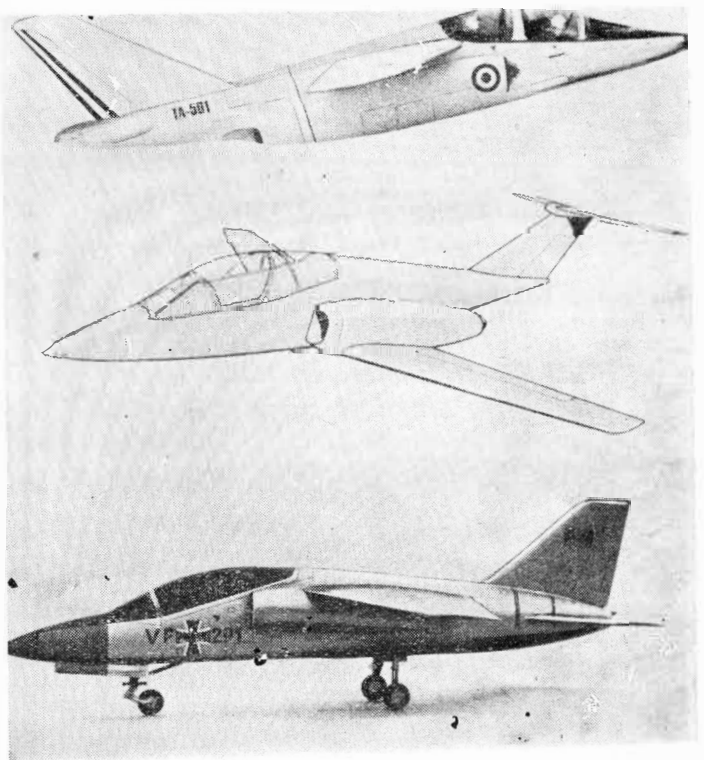
5

umieszczenie 7 foteli w rzędzie z pozostawieniem między nimi dwóch przejść. Przy podziale foteli 84 cm liczba miejsc osiąga 91.

Wersja wojskowa różni się od wersji cywilnej głównie zastosowaniem ogonowego trapu ładunkowego zamiast schodków, wzmocnioną podłogą i zmniejszoną ilością okien. Poza tym w celu ułatwienia załadunku i rozładunku możliwa jest regulacja wysokości podwozia. Maksymalny ciężar przy krótkim starcie wersji wojskowej wynosi 60 820 kG, maksymalny udźwig 16000 kG, a przy zasięgu 900 km — 10 000 kG.

Pozostałe dane samolotu (wersja cywilna): rozpiętość 23,80 m; długość 30,80 m; wysokość 10,40 m; powierzchnia skrzydła 91,80 m²; wydłużenie skrzydła 5,5; skos skrzydła na 25% cięciwy 26°; długość kabiny 14,80 m; maksymalny ciężar przy pionowym starcie 55 800 kG; maksymalny ciężar paliwa 12 700 kG; maksymalny ciężar użyteczny 21 870 kG; ciężar własny 33 930 kG; prędkość przelotowa 990 km/h; przelotowa liczba Ma 0,81; prędkość wznoszenia npm 45 m/s; pułap praktyczny 10 200 m; zasięg z 91 pasażerami 840 km.

W. K.



Nowe lekkie samoloty z turbinowym napędem śmigłowym

Najnowszym jednosilnikowym samolotem z turbinowym napędem śmigłowym jest „Interceptor” 400 (rys. 1) zbudowany przez amerykańską firmę Interceptor Corp. Jest to pierwszy lekki samolot jednosilnikowy z kabiną ciśnieniową. Jego napęd stanowi silnik AiResearch TPE 331-1-101 o mocy zdławionej z 665 KM do 400 KM. Prędkość przelotowa samolotu wynosi 480 km/h, zasięg 1600 km, pułap praktyczny 7300 m. Obecnie buduje się jeden samolot miesięcznie, w 1972 r. produkcja ma wzrosnąć do dwóch samolotów. Z wyposażeniem elektronicznym samolot kosztuje 100 000 dol., tj. ponad dwukrotnie więcej niż najlepszy jednosilnikowy samolot tłokowy.

Firma Helio przeprowadza próby zdatowności samolotu „Prop-Jet Courier” (rys. 2) z silnikiem Allison 250-B15 o mocy 330 KM. Ma on być stosowany jako cywilny i wojskowy samolot STOL. Jego prędkość minimalna wynosi 50 km/h, maksymalna 266 km/h, zasięg 1510 km (z dodatkowymi zbiornikami), a długość startu na 15 m 180 m.

Firma California Airmotive Corp. (Los Angeles) wyposaża samolot Beechcraft „Bonanza” (rys. 3) w silnik Allison 250-B15. W nowej wersji, zwanej „Turbo Star Bonanza”, ma on osiągać na wysokości 3660 m prędkość 393 km/h w porównaniu do 348 km/h w wersji oryginalnej. Koszty przebudowy samolotu „Bonanza” wynoszą 40 000 dol.

Firma California Airmotive Corp. zabudowuje silniki Allison 250-B15 również na samolotach Cessna 402 i Beechcraft „Baron” (oba dwusilnikowe).

Już w najbliższym czasie znajdzie się na rynku nowa wersja silników Allison, silnik 250-B17 o mocy 418 KM. Jako zalety silników 250-B15 i 250-B17 przytacza się ich mały ciężar (76 i 82 kg), stosunkowo niską cenę — o 40% niższą od ceny konkurencyjnego silnika tej samej klasy — i małe jednostkowe zużycie paliwa na małych wysokościach lotu. Poza tym bardzo korzystna jest ich modułowa budowa, dzięki której silnik można bez

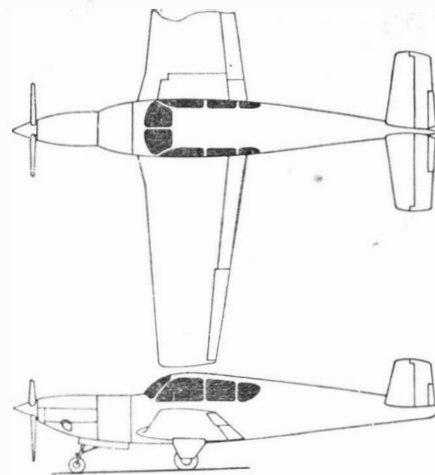


1

2



26

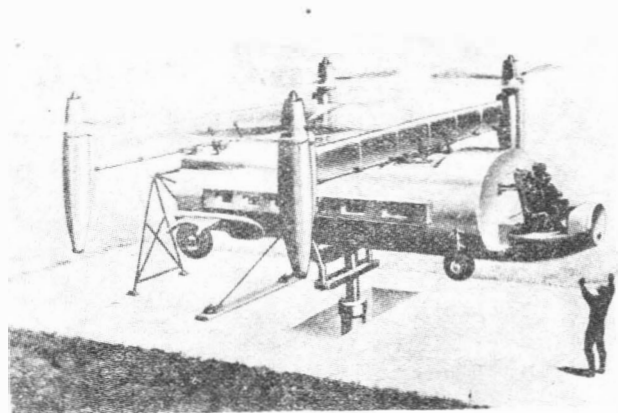


3

wybudowania z samolotu zdemontować na cztery główne grupy konstrukcyjne i szybko je wymienić.

W. K.

Stoisko do badań napędu samolotu VC 500

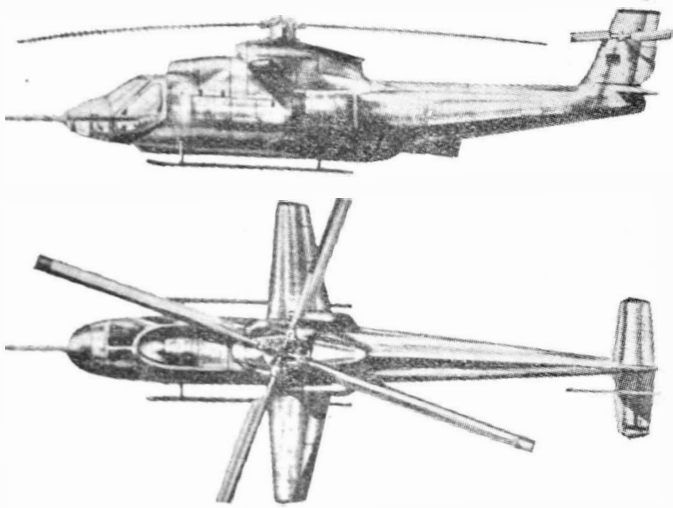


Fotografia przedstawia stoisko do badania zespołów i kompletnego układu napędowego zaprojektowanego przez firmę VFW-Fokker samolotu pionowego startu VC 500. Stoisko to jest umieszczone na kolumnie i może być przerobione bez poważniejszych zmian konstrukcyjnych na swobodnie latającą platformę badawczą.

W. K.

Prace firmy MBB nad szybkimi śmigłowcami

W ramach programu rozwoju śmigłowca Bo 105 firma Messerschmitt-Bölkow-Blohm ma zamiar zbadać możliwości zwiększenia prędkości śmigłowców ze sztywnym wirnikiem nośnym systemu Bölkow. Mają być prowadzone próby z dwoma wersjami szybkiego śmigłowca: wersji ze skrzydłem odciążającym wirnik i wersji z dodatkowym ciągiem. Do budowy śmigłowca zamierza się wykorzystać zespoły śmigłowca Bo 105 i kadłub skonstruowanego przed kilku laty doświadczalnego śmigłowca z wirnikiem Derschmidta Bo 46. Badania będą obejmować określenie właściwości śmigłowca w locie, sprawdzenie różnych systemów sterowania oraz pozna-



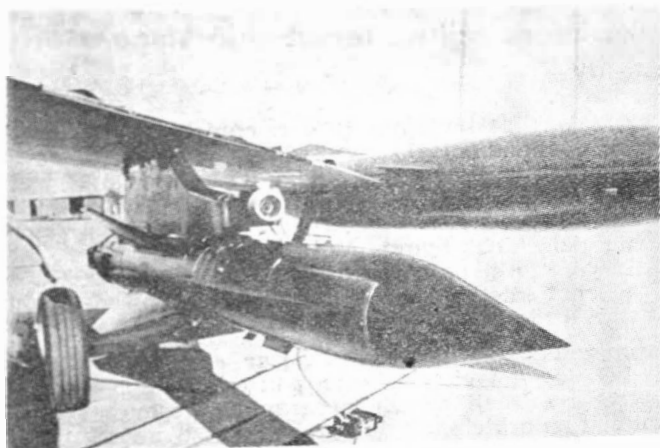
nie zjawisk interferencji między wirnikiem, skrzydłem i kadłubem.

Rysunek górny przedstawia śmigłowiec z dodatkowym silnikiem odrzutowym zabudowanym z boku kadłuba, rysunek dolny — ten sam śmigłowiec z dodatkowym skrzydłem.

W. K.

Pocisk kierowany powietrze-okręt „Kormoran“

Największym zachodniemieckim programem z dziedziny pocisków kierowanych, realizowanym przez firmę Messerschmitt-Bölkow-Blohm, jest program rozwoju pocisku powietrze-okręt „Kormoran”. W realizacji programu bierze również udział francuskie przedsiębiorstwo SNIAS (Société Nationale Industrielle Aero-Spatiale powstałe z połączenia firm Sud-Aviation, Nord-Aviation i SEREB). Celem programu jest zbudowanie



pocisku, którego głowica mogłaby uczynić niezdolnym do walki każdy nieprzyjacielski okręt, przy czym samolot-nosiciel pocisku nie musiałby przekroczyć granicy strefy objętej nieprzyjacielską obroną przeciwlotniczą. Pocisk „Kormoran” jest wyposażony w autonomiczny system nawigacyjny i może odnajdywać cel albo za pomocą biernego urządzenia radarowego czy urządzenia na podczerwień, albo za pomocą aktywnego nadajnika radarowego. Fotografia przedstawia pocisk zawieszony pod skrzydłem samolotu F-104G.

W. K.

Nowa generacja silników tłokowych „Continental“

Produkująca od 1929 r. silniki lotnicze firma Continental Motors Corp. (która niedawno połączyła się z firmą Teledyne tworząc przedsiębiorstwo Teledyne Continental Motors Corp.) opracowała ostatnio nową rodzinę silników tłokowych do napędu lekkich samolotów. Rozwój tych silników — nazwanych „Tiara” — rozpoczął się przed czterema laty. Do prób stoiskowych i do prób w locie użyto 46 silników prototypowych, na których zamierza się „wykreślić” ponad 19 000 h. Dwa silniki, 6-260 i 6-285A, uzyskały już świadectwo zgodności FAA, trzy następne mają je otrzymać jeszcze w tym roku. Próby w locie silników „Tiara” przeprowadza się na samolotach Cessna 175, 206 i „Cardinal”, Piper „Arrow” oraz Beechcraft „Debonair” i D-18. Ten ostatni służy jako latająca hamownia, na której badany silnik jest zabudowany w nosowej części kadłuba.

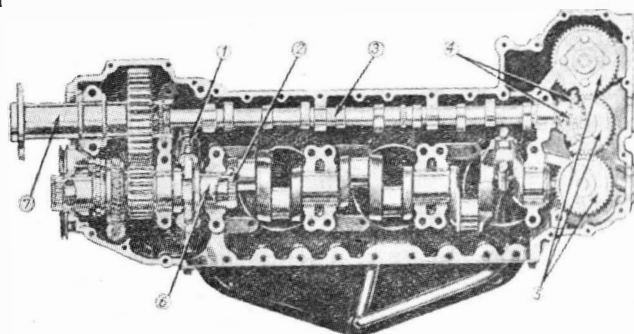
Silniki „Tiara” są 4- 6- i 8-cylindrowymi „bokserami”, z doładowaniem i bez doładowania. Wszystkie są zaostrzone we wtryskowe układy zasilania. Przy projektowaniu silników postawiono sobie za cel prostotę konstrukcji, mały ciężar jednostkowy, małą hałaśliwość, niezawodność pracy i dużą ekonomię eksploatacji. Dla silników 8-cylindrowych uzyskano ciężar jednostkowy poniżej 0,45 kg/KM, a dla 6- i 4-cylindrowych 0,68—0,9 kg/KM.

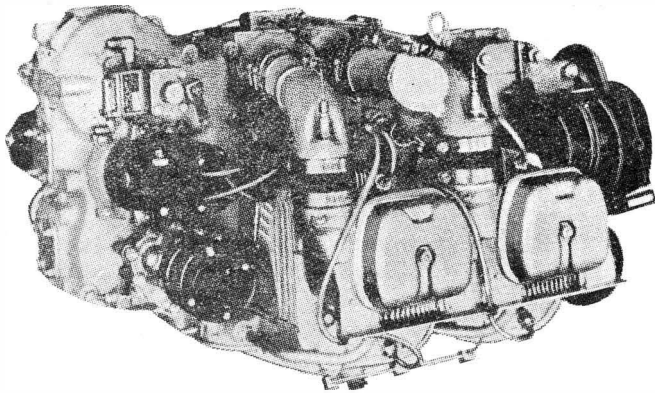
Cechą szczególną silników „Tiara” jest zupełnie nowe, opatentowane urządzenie do tłumienia drgań skrętnych wału korbowego, które przy wymaganej lekkości konstrukcji silników lotniczych utrudniają stosowanie większych prędkości obrotowych. Normalnie usiłuje się drgania skrętne zwalczać za pomocą wahliwych mas wyważających na wale korbowym, co jednak powoduje wzrost ciężaru silnika. Nowy sposób, zwany VTC (Vibratory Torque Control) polega na włączeniu między wał korbowy a końcówkę napędową tłumika składającego się z dwóch cylinderków olejowych z zaworkami obciążonymi siłą odśrodkową i sprężynkami. W zakresie mniejszych prędkości obrotowych wał korbowy i końcówka napędowa są ze sobą połączone na sztywno za pomocą specjalnej obejmy z zaczepami. Po przekroczeniu określonej prędkości obrotowej siły odśrodkowe przewyższają działanie sprężynek zaworków, które wskutek tego otwierają się, a przepływający przez nie olej powoduje połączenie wału korbowego z końcówką napędową za pośrednictwem drążonego elastycznego wałka. Dzięki zmienionej w ten sposób częstotliwości drgań własnych wału korbowego usunięte zostaje niebezpieczeństwo rezonansu. System VTC zmniejsza drgania w wale korbowym, przekładni śmigła, śmigło i osprzęcie. Zmniejszenie drgań, a tym samym obciążeń konstrukcji, umożliwiło zmniejszenie ciężaru silnika i śmigła i zwiększenie prędkości obrotowej.

Nowością jest również zastosowanie przekładni napędzającej równo zeń walek rozrządczy i wał śmigła (patrz rys. 1).

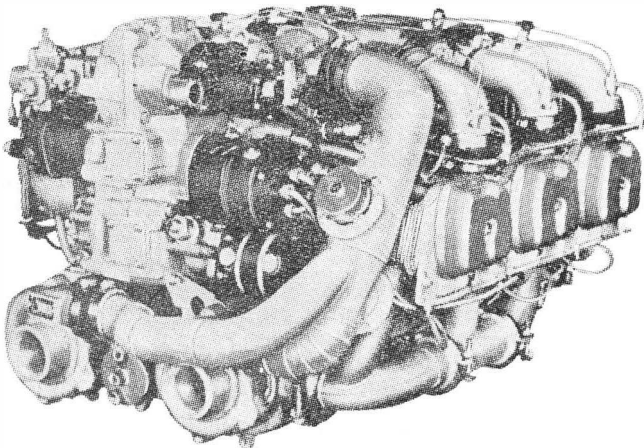
Głowice silnika „Tiara” są wykonywane za pomocą specjalnej metody odlewniczej, która pozwala na uzyskanie cieńszych żeber, a tym samym skuteczniejszego chłodzenia (wymagane ciśnienie powietrza chłodzącego

1





2
3



zostało zmniejszone o 23 do 30%). Głowice są łączone długimi śrubami bezpośrednio ze skrzynią korbową, co odciąża tuleje cylindrowe i skrzynię korbową. Ten sposób mocowania głowicy i tulei zmniejsza ciężar i ułatwia obsługę silników. Wszystkie silniki mają średnicę cylindrów 124 mm i skok tłoka 92 mm.

Na rysunku 1 oznaczają: 1 — tłumik drgań skrętnych; 2 — elastyczny wałek; 3 — wałek rozrządowy; 4 — dwie hipoidalne przekładnie; 5 — napęd osprzętu; 6 — wał korbowy; 7 — wał śmigła.

Dane techniczne silników „Tiara”

Typ 4-180 (rys. 2): 4 cylindry; maks. moc trwała 180 KM przy 4000 obr/min; zalecana maks. moc przelotowa 135 KM przy 3600 obr/min; pojemność skokowa 4441 cm³; stopień sprężania 9 : 1; szerokość 834 mm; wysokość 530 mm; długość 860 mm; ciężar 119 kG.

Typ T6-260: 6 cylindrów; turbodoładowarka; maks. moc trwała 260 KM przy 4000 obr/min; zalecana maks. moc przelotowa 195 KM przy 3600 obr/min; pojemność skokowa 6653 cm³; stopień sprężania 8 : 1; szerokość 834 mm; wysokość 530 mm; długość 1046 mm; ciężar 182 kG.

Typ 6-285A: 6 cylindrów; maks. moc trwała 285 KM przy 4000 obr/min; zalecana maks. moc przelotowa 214 KM przy 3700 obr/min; stopień sprężania 9 : 1; pojemność skokowa i gabaryty jak dla T6-260; ciężar 160 kG.

Typ T6-285 (rys. 3): 6 cylindrów; turbodoładowarka; maks. moc trwała 285 KM przy 4000 obr/min; zalecana maks. moc przelotowa 214 KM przy 3600 obr/min; pozostałe dane jak dla T6-260.

Typ 6-320: 6 cylindrów; maks. moc trwała 320 KM przy 4400 obr/min; zalecana maks. moc przelotowa 240 KM przy 4000 obr/min; stopień sprężania 9,6 : 1; pojemność skokowa i gabaryty jak dla T-260; ciężar 160 kG.

Typ T6-320: 6 cylindrów; 2 turbodoładowarki z międzystopniową chłodnicą; maks. moc trwała 320 KM przy

4400 obr/min; zalecana maks. moc przelotowa 240 KM przy 4000 obr/min; stopień sprężania, pojemność skokowa, szerokość i wysokość jak dla T6-260; długość 1165 mm; ciężar 186 kG.

Typ T8-450: 8 cylindrów; 2 turbodoładowarki z międzystopniową chłodnicą; maks. moc trwała 450 KM przy 4400 obr/min; zalecana maks. moc przelotowa 338 KM przy 4000 obr/min; pojemność skokowa 8881 cm³; stopień sprężania 8 : 1; szerokość 834 mm; wysokość 596 mm; długość 1350 mm; ciężar 233 kG.

Typ 8-380: 8 cylindrów; maks. moc trwała 380 KM.
W. K.

Próba silników jonowych w przestrzeni kosmicznej

Wystrzelony z bazy Vandenberg doświadczalny satelita SERT-2 (Space Electric Rocket Test) jest przeznaczony do prób w przestrzeni kosmicznej dwóch silników jonowych. Silniki pracują na rtęci i są zasilane przez 33 300 ogniwa słoneczne. Rakieta „Thorad-Agena” D umieściła satelitę na orbicie o wysokości 1000 km, inklinacji 99,1° i czasie obiegu 105 min. Dzięki polarnej orbicie przez okres pierwszych sześciu miesięcy satelita znajdował się stale w zasięgu promieni słonecznych.

W. K.

Japoński satelita „Osumi”

Po kilku nieudanych próbach japońskim uczonym udało się 11 lutego 1970 r. umieścić na orbicie satelitę „Osumi”. Satelita został wyposażony w urządzenia do pomiarów meteorologicznych i ma ciężar 23,1 kG. Okrąża on Ziemię w odległości od 350 do 5100 km, inklinacja jego orbity wynosi 32°, a czas obiegu 110 min. Do wystrzelenia satelity użyto japońskiej 4-stopniowej rakiety „Lambda” 4S-5. Jej największa średnica wynosi 0,74 m, długość 16,5 m, a ciężar startowy 9400 kG.

W. K.

Kilka informacji na temat chińskiego satelity

Wystrzelony 24 kwietnia 1970 r. chiński satelita krąży wokół Ziemi w odległości od 438 do 2382 km po orbicie o inklinacji 68,5° i czasie obiegu 114 min. Do 20 maja satelita transmitował na częstotliwości 20,009 MHz (jest to częstotliwość stosowana również na licznych satelitach radzieckich) hymn „Wschód jest czerwony”. Stosunkowo krótki okres transmisji wskazuje na to, że urządzenia satelity były zasilane przez konwencjonalne baterie, a nie przez ogniwa słoneczne.

Zaskoczenie wywołał duży ciężar satelity wynoszący 172 kG. Jak dotychczas żaden z krajów w początkowym okresie realizacji swych programów kosmicznych nie umieścił na orbicie tak dużego satelity. W związku z tym początkowo przypuszczano, że do wystrzelenia satelity Chińczycy użyli rakiety większej od francuskiej rakiety „Diamant”, lecz mniejszej od amerykańskich rakiet „Thor”, „Atlas” i „Titan”. Mogła to być rakietka przenosząca głowice bojowe na odległość ok. 1600 km. Jednak ostatnio amerykańskie ministerstwo obrony podało do wiadomości, że chińskiemu satelicie prawdopodobnie towarzyszy drugi obiekt o znacznej wielkości. Wynikałoby stąd, że Chińczycy posiadają znacznie większą rakieta nośną niż początkowo sądzono. W związku z tym przewiduje się, że już w niedługim czasie zostanie w Chinach przeprowadzona próba z międzykontynentalną rakieta balistyczną.

W. K.

Czesław M. Zbierański



Urodził się w Warszawie 6.XII. 1885 r. Od piętnastego roku życia — po śmierci rodziców — sam szedł przez życie. Usunięty z gimnazjum rządowego z tzw. „wileczym biletem” za należenie do nielegalnego „Koła Orłat” ukończył prywatną szkołę Floriana Łagowskiego. Śledzony przez tajną policję carską wyjechał do Krakowa, a następnie osiedlił się w Poznaniu, gdzie był nauczycielem w polskiej szkole. Przez pewien czas pracował jako robotnik przy budowie kolei. W 1904 r. powrócił do Warszawy i brał czynny udział w Organizacji Bojowej PPS. Został aresztowany i był więziony w X Pawilonie Cytadeli Warszawskiej oraz w Butyrkach w Moskwie. Dzięki staraniom adw. Aleksandra Lednickiego udało się uwolnić kilku młodych więźniów — wśród nich znalazł się Zbierański. Po powrocie do Warszawy natychmiast po raz drugi nielegalnie przekroczył granicę rosyjsko-austriacką i osiadł we Lwowie, gdzie ukończył politechnikę z tytułem inżyniera-mechanika. Powrócił do Warszawy i pracował w Biurze Instalacji Elektrycznych.

W tym okresie (1909 r.) pod wpływem przelotu Blériota przez Kanał La Manche Zbierański zainteresował się lotnictwem. Na jednym z pierwszych zebrań „Koła Awiatorów” przy Stowarzyszeniu Techników rzucono myśl zrealizowania polskiego „aparatu latającego”. Projekt wykonał inż. Zbierański. Pod koniec 1909 r. rozpoczął budowę samolotu (do spółki z inż. Stanisławem Cywińskim) początkowo w szopie przy ul. Solec 103, a następnie w hangarze na Polu Mokotowskim. Budowa została zakończona wczesną jesienią 1910 r. Pierwsza nieoficjalna próba w locie odbyła się pod koniec tegoż roku i jakkolwiek udana, zakończyła się małym pożarem wywołanym krótkim spięciem kabli.

Oficjalnego oblotu samolotu z udziałem publiczności dokonał w lecie 1911 r. znany pilot Michał Scipio del Campo. Czterokrotnie okrążył on Pole Mokotowskie (tj. 15—20 km) z prędkością 70 km/h na wys. 50—60 m. Scipio del Campo stwierdził: „Samolot ten kierowany przeze mnie wzniósł się przy pierwszej próbie z łatwością i wykazał rewelacyjne jak na ówczesne czasy zalety nośności, zwrotności i łatwości lądowania”.

Samolot był zbudowany z rur stalowych ciągnionych na zimno. Rozpiętość górnego skrzydła wynosiła 10 m, a dolnego 9 m. Ciężar 340 kG. Silnik angielski E.N.Y., wykonany we Francji, 8-cylindrowy, chłodzony wodą, o mocy 40 KM przy 1700 obr/min. Śmigło ciągnące Chauviera. Był to pierwszy w Polsce samolot wykonany we-

dług projektu polskiego konstruktora, rękami polskich robotników, który wzniósł się pilotowany przez Polaka i wykazał pełną sprawność w powietrzu. Bliższe szczegóły o budowie samolotu znaleźć można w książce z 1958 r. „O narodzinach lotnictwa polskiego” pióra inż. Czesława M. Zbierańskiego.

W 1912 r. samolot (bez silnika) został подарowany przez Zbierańskiego Związkowi Awiatycznemu Studentów Politechniki we Lwowie. Wysłany koleją początkowo do Krakowa spłonął tam w czasie pożaru szopy w Oleandrach, gdzie był przechowywany.

W czasie pierwszej wojny światowej Zbierański służył w Legionach i POW. W 1918 r. — poszukiwany przez policję niemiecką — wyjechał przez Rosję i Finlandię do Paryża, gdzie służył w lotnictwie Armii Polskiej we Francji. Wyszedł z wojska w stopniu majora. Po wojnie założył w Warszawie fabrykę samochodów „As”. Wyprodukował ok. stu samochodów z materiałów krajowych z wyjątkiem silników sprowadzanych z Francji. Z tej fabryki wyszedł także ślizgacz wodny konstrukcji Zbierańskiego. Był on zaopatrzony w silnik Austro-Daimler o mocy 100 KM. W wyniku kryzysu gospodarczego w 1929 r. fabryka uległa likwidacji. Przez siedem lat Zbierański był starostą na Polesiu (w Lunińcu i Pruzanie). Do lotnictwa powrócił w okresie drugiej wojny światowej. W latach 1940—45 pracował jako inspektor przy produkcji szkolnych dwusilnikowych samolotów „Anson” V w Kanadzie. Obecnie mieszka w Nowym Jorku.

W końcu 1962 r. powstała w Ameryce z inicjatywy i funduszy Zbierańskiego Biblioteka Lotnicza, która została w całości przesłana do Polski i obecnie znajduje się w Bibliotece Naukowej Instytutu Lotnictwa w Warszawie. Jest ona udostępniona wszystkim zainteresowanym. Biblioteka Lotnicza im. Cz. M. Zbierańskiego, stale zasilana nowymi nabytkami przez ofiarodawcę, posiadała w sierpniu 1970 r. ok. 6000 książek, broszur i periodyków w języku polskim, angielskim, rosyjskim i francuskim.

Prócz wysokich odznaczeń wojskowych (Virtuti Militari, Krzyż Walecznych) inż. Zbierański posiada Złotą Odznakę I stopnia LOPP za prace konstruktorskie i nadaną już po wojnie honorową odznakę polskiego pilota wojskowego.

Janusz Kędziński

KORDZIŃSKI W.

621.431.75(438)

What aviation engines should be developed in Poland?

Further development of the Polish aviation industry depends upon developing the turbojet 3300 lb thrust engine and the turboprop/turboshaft 800 hp engine. The turbojet should be developed from the SO-1 engine, the turboprop turboshaft should be the free turbine, reverse flow engine. It is necessary also to buy in Czechoslovakia the licences of the piston engines for light aircraft and to begin the development of the own family of piston engines in the 150-300 hp power range.

WRONKOWSKI CZ.

629.78.091

Some notes on the importance of space research for the technical and scientific progress

The opinions neglecting the practical importance of the space research are not right, since it is not possible to foresee today what profits will find the man in the space. The first decade of the space research has enhanced the development of many branches of technics and science and has brought such utility systems as communication and meteorological satellite systems.

RUSZKOWSKA E.

388.9

Charter air transport

In this paper they are presented the history and development of the charter air transport, its competition with regular air lines and its financial problems.

SUROWIAK W.

678.01:536.495

The heat resistant laminates and their applications

In this paper the heat resistance of the laminates and the methods of increasing this property are discussed, the results of efforts for manufacturing the advanced heat resistant laminates and the application of the heat resistant laminates in aero — and astronautics is given.

OSOS J.

551.509.34:656.71

The methods of foresight meteorological conditions for Warsaw-Okecie airport

The author of this paper presents some methods of foresight the meteorological conditions (horizontal visibility, height of clouds base) for Warsaw-Okecie airport in dependency of wind directions. These methods are discussed generally for whole year period and separately for summer and winter.

Co piszą inni...

Nowe kierunki prac normalizacyjnych w świetle uchwał XXIII i XXIV Sesji RWPG

W artykule omówiono ważniejsze zagadnienia programu oraz jego zakres tematyczny, jaki przyjęła Stała Komisja Normalizacyjna RWPG. Szczególnie zwrócono uwagę na sprawy kompleksowej normalizacji maszyn, urządzeń i przyrządów. Wykonanie przyjętego planu prac normalizacyjnych przez kraje członkowskie przyczyni się do dalszego pogłębienia i rozwoju specjalizacji i kooperacji produkcji oraz wymiany towarowej między tymi krajami.
„Normalizacja” 1970 nr 8.

Normalizacja a atestacja

Atestacja odgrywa coraz większą rolę w zabezpieczeniu właściwej jakości produkcji. W artykule omówiono rolę atestacji wyrobów, jak również podstawowe elementy działalności atestacyjnej i jej zakres oraz sformułowane wnioski dotyczące powiązania działalności normalizacyjnej z atestacją wyrobów.
„Normalizacja” 1970 nr 8

50 lat francuskiej normalizacji

Wyrazem wielkiej roli, jaką przywiązuje się we Francji do prac normalizacyjnych, były obchody pięćdziesięciolecia normalizacji francuskiej. W artykule podano m.in. interesujące poglądy na temat roli, znaczenia i podstawowych funkcji normalizacji wypowiedziane przez francuskiego Ministra Rozwoju Przemysłu i Handlu oraz inne wybitne osobistości ze świata nauki i przemysłu.
„Normalizacja” 1970 nr 8.

Maszyny, które uczą

W artykule omówiono problemy programowanego nauczania i stosowanych środków technicznych — urządzeń informujących, kontrolujących, informująco-kontrolujących oraz urządzeń służących do badania procesu nauczania. Omówiono eksperymentalne prace wykonywane w Polsce nad prototypami maszyn uczących oraz przystosowaniem komputerów do celów dydaktycznych.
„Maszyny Matematyczne” 1970 nr 7—8

Zapewnienie bezpieczeństwa pracy — zadaniem inżynierów

Artykuł, który jest streszczeniem referatu dra inż. Hartmana, zawiera postulaty pod adresem inżynierów ważne z punktu widzenia ochrony pracy. Autor na przykładach wykazuje, że ogólne teoretyczne rozwiązania mogą często pomijać prymitywne, ale bardzo istotne przyczyny wypadków. Zaleca przeprowadzenie analizy stanu bezpieczeństwa i przytacza przykłady, że stopień niezawodności wszelkich czynności wykonywanych przez człowieka jest dużo niższy niż się nieraz zakłada.
„Ochrona Pracy” 1970 nr 7—8.

Rozpoznanie ergonomiczne stanowiska pracy

W artykule przedstawiono propozycje zmodyfikowanej metody ergonomicznej oceny stanowiska pracy, umożliwiającej klasyfikację stanowisk pod względem potrzeb i celowości podejmowanego działania ergonomicznego. Modyfikacja polega na wprowadzeniu etapu pośredniego, tzw. rozpoznania ergonomicznego zapalnającego lukę pomiędzy dotychczasowymi rodzajami postępowania analitycznego: kartą charakterystyki stanowisk pracy i analizą ergonomiczną.
„Ochrona Pracy” 1970 nr 7—8.

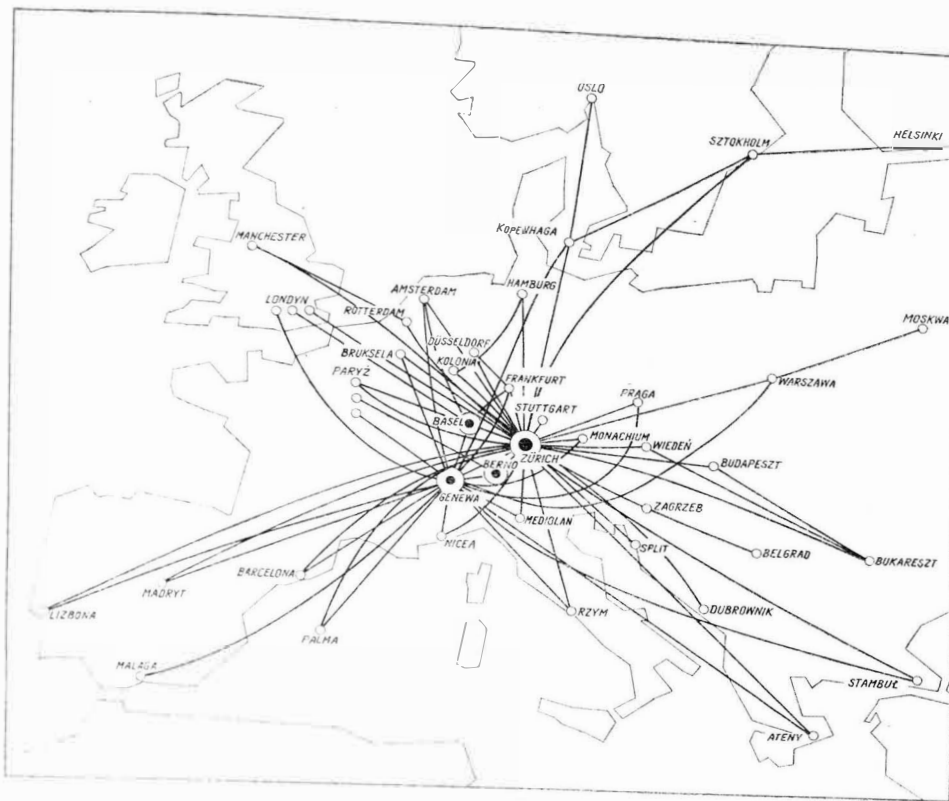
Warto przeczytać...

Mgr inż. W. Nowakowski, inż. A. Ablamowicz

AERODYNAMIKA I MECHANIKA LOTU

Wydawnictwa Komunikacji i Łączności. Warszawa 1970.
Wydanie I. Nakład 2500 + 200 egz. Ark. wyd. 11.25. Cena zł 17.—

Książka zawiera podstawowe zagadnienia związane z mechaniką lotu samolotu, opis zjawisk aerodynamicznych wpływających na zachowanie się samolotu w powietrzu, w różnych rodzajach lotu i na różnych etapach startu i lądowania. Ponadto zawiera podstawowe wiadomości o mechanice lotu samolotów wielosilnikowych oraz odrzutowych.



Połączenia europejskie „Swissair”

Warto przytoczyć niektóre wskaźniki ekonomiczne przedsiębiorstwa, by podkreślić jego intensywny rozwój oparty na zdrowym rachunku ekonomicznym. O ile w 1946 r. dochody brutto wynosiły 15 mln franków, to plan 1970 r. przewiduje osiągnięcie sumy około 1 miliarda (230 mln dolarów). Tak wysokie dochody gwarantują, iż wypłacane dywidendy dla akcjonariuszy dochodzą do 8%. Przedsiębiorstwo „Swissair” jest oparte w 70% o kapitał prywatny i w 30% o kapitał państwowy.

Przedsiębiorstwo nie korzysta z jakichkolwiek uprawnień i ulg podatkowych czy też dotacji państwowych. Zastanawiający więc pozostaje fakt, jak w oparciu o wygospodarowane środki rozwinęło się przedsiębiorstwo, a co istotniejsze nadąża za wysokim tempem postępu technicznego.

W związku z wprowadzeniem do eksploatacji samolotów Boeing 747 i DC-10 „Swissair” nawiązało współpracę techniczną z SAS, KLM i UTA. Zorganizowano przede wszystkim wspólny serwis na lotniskach zagranicznych, obsługę, bazę remontową oraz przygotowano

wspólne symulatory. Powoduje to poważne oszczędności i zawiązuje niczym nie krępowaną integrację.

Niewielka Szwajcaria ma doskonale rozwinięty system lotnisk odpowiadających najwyższemu standardowi technicznemu. Czołowe miejsce zajmuje Genewa-Cointrin, o którym zresztą informowaliśmy czytelników. Podobne lotniska mają Zurych i Berno.

Na uwagę zasługuje dynamika wzrostu przewozów towarowych. Wiąże się to z charakterem produkcji przemysłu szwajcarskiego oraz brakiem dostępu do morza. Precyzyjne wyroby przemysłowe trafiają na rynki światowe właśnie drogą lotniczą.

W tablicy przedstawiono przewozy krajowe oraz zagraniczne. Wynika z niej, że przy niedużym obszarze Szwajcarii przewozy krajowe są stosunkowo duże. Przewozy te mają jednak specyficzny charakter. Większość z nich realizowana jest za pośrednictwem taksówek powietrznych utrzymujących połączenia z atrakcyjnymi miejscowościami wypoczynkowymi położonymi w górach. W Alpach szwajcarskich znajduje się wiele lądowisk do przyjmowania samolotów.

Z działalności Sekcji Głównej Komunikacji Lotniczej SITK

SPRAWOZDANIE Z NARADY ZORGANIZOWANEJ PRZEZ SEKCJĘ KOMUNIKACJI LOTNICZEJ SITK W GDAŃSKU

1.7.70 r. z inicjatywy Sekcji Komunikacji Lotniczej SITK odbyła się kolejna narada dotycząca budowy lotniska cywilnego dla Trójmiasta. W naradzie udział wzięli przedstawiciele władz wojewódzkich, miejskich, projektanci i wykonawcy oraz instytucje zainteresowane budową lotniska.

Wygłoszono referaty dotyczące budowy lotniska w świetle planowania przestrzennego i założeń techniczno-ekonomicznych. Pierwsza narada dotycząca budowy lotniska odbyła się już w roku 1962, owym ówczesnej narady jak i następnych jest zlokalizowanie lotniska i opracowanie założeń projektowych. Po licznych konsultacjach postanowiono lotnisko umiejscowić w okolicach Rębiechowa,

około 15 km w kierunku zachodnim od Trójmiasta.

Realizacja I etapu przewidziana jest na lata 1972—1974, umożliwi to rozpoczęcie eksploatacji nowego lotniska w III kwartale 1974 roku. Do tego momentu usługi w zakresie komunikacji lotniczej będzie wykonywać obecne lotnisko zlokalizowane na terenie Trójmiasta we Wrzeszczu. Z chwilą oddania do użytku obiektu zostaną przeznaczone do zabudowy miejscowej. Nowa budowa wiąże się z zatwierdzeniem do realizacji rozwiązaniem komunikacyjnym w rejonie Trójmiasta, a konkretnie z budową obwodnicy drogowej na terenie Gdańsk—Gdynia.

Wykonanie dokumentacji kosztorysowo-technicznej i przekazanie jej wykonaw-

com przewiduje się do października 1971 r. Dokumentację wykonuje Warszawskie Biuro Studiów i Projektów Transportu Drogowego i Lotniczego.

Na generalnego wykonawcę obiektu powołano Gdańskie Przedsiębiorstwo Robót Drogowych.

Narada lipcowa otwiera cykl narad SITK poświęconych komunikacji lotniczej dla różnych regionów kraju, których podsumowaniem ma być Ogólnopolska Konferencja Naukowo-Techniczna na temat krajowej komunikacji lotniczej.

Narada wskazała rozwiązania wielu problemów technicznych i podkreśliła słusność decyzji odnośnie do budowy pierwszego lotniska cywilnego w Polsce Ludowej, budowanego od podstaw.

lotnicze przedsiębiorstwa świata

„SWISSAIR“

Szwajcarskie Linie Lotnicze „Swissair” należą do jednych z prężniejszych przedsiębiorstw Europy. Położenie geograficzne kraju, a przede wszystkim jego pozycja polityczna i turystyczna warunkują wartość przewozów w relacji międzynarodowej.

W Szwajcarii, a głównie w Genewie, znajduje się wiele organizacji międzynarodowych pod flagą ONZ, liczne komisje europejskie i największe ośrodki bankowe. Do Szwajcarii przybywają dyplomaci, naukowcy, dzia-

Wartości przewozów przedsiębiorstwa lotniczego „Swissair“

Przewozy międzynarodowe				
Lata	Wylatane km [tys.]	Liczba przewiezionych pasażerów [tys.]	Ładunek towarowy [tony]	Wartości przewozowe [mln pasażero-km]
1960	31 033	889	—	1112
1962	36 317	1208	—	1664
1964	41 764	1454	—	2126
1966	48 120	1789	28 550	2660
1968	58 701	2276	41 551	3290
1970/plan	70 000	2800	70 000	4200
przewozy krajowe				
1960	963	142	—	26
1962	708	171	—	22
1964	658	185	—	17
1966	1220	280	4107	28
1968	1529	386	5964	44
1970	—	—	—	—



Budowa rurociągów w Alpach Szwajcarskich

laże gospodarczy z różnych części świata. W związku z tym samoloty „Swissair” docierają na wszystkie kontynenty, a na nich do wszystkich większych ośrodków miejskich.

Rozwój Linii Lotniczych „Swissair” postępował bardzo szybko, powstały one w 1931 r., a więc zaliczyć je można do młodszych przedsiębiorstw lotniczych Europy.

Powstały one w oparciu o kapitał i doświadczenie przedsiębiorstwa Basel Air Transport Co Ltd. „Balair”. Połączenia lotnicze „Swissair” w okresie międzywojennym obejmowały kraje europejskie, na których eksploatowano samoloty Curtiss-Condor i DC-2, DC-3.

Obecnie „Swissair” należy do czołowych przedsiębiorstw europejskich i przeliczając wartości przewozowe na jednego mieszkańca — należą one do największych w świecie, długość linii lotniczych przekroczyła 200 tys. km i ma regularne połączenia z 56 krajami, w tym z 77 miastami.

Przedsiębiorstwo „Swissair” zatrudnia ponad 12 000 osób, w tym w agendach zagranicznych, około 2500 osób.

Połączenia międzykontynentalne „Swissair”

