



**technika
lotnicza
i astronautyczna**

8-9
1969

40-LECIE STOWARZYSZEŃ INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW LOTNICTWA

W NUMERZE NASTĘPNYM

W artykule „Ładowanie pierwszych ludzi na Księżycu” omówione będą szczegóły wyprawy statku „Apollo” 11 z astronautami Neil Armstrongiem, Edwinnem Aldrinem i Michaelem Collinsem i z pobytu Armstronga i Aldrina na Księżycu.

Numer następny jest specjalny, w przeważającej części poświęcony śmigłowcom. W artykule „Tendencje w rozwoju napędów śmigłowcowych” przedstawiona będzie budowa stosowanych obecnie turbinowych silników śmigłowcowych, ich cechy gazodynamiczne i tendencje rozwojowe, a także omówione będą perspektywy rozwoju napędów ciśnieniowych i napędów szybkich śmigłowców za pomocą silników dwuprzepływowych.

Właściwości i zalety szybkich śmigłowców z dodatkowym ciągiem, tzw. śmigłowców „sprzężonych” wyjaśnia kolejny artykuł. Omówione będą cechy wirników sztywnych (bezpzęgubowych), które stosowane są we współczesnych szybszych śmigłowcach i opisany będzie śmigłowiec doświadczalny Lockheed XH51 A w wersji sprzężonej. Do opracowania artykułu wykorzystano materiały z kursu na temat aerodynamiki śmigłowców w College of Aeronautics w Cranfield (Anglia), w którym autor brał udział.

Artykuł „Granice opłacalności modernizacji śmigłowców, zawiera rozważania oparte na konkretnym materiale doświadczalnym, na przykładzie śmigłowca Mi-1, którego produkcję ciągle ulepszano, wprowadzono zmiany konstrukcyjno-technologiczne, które m.in. podniosły wartość eksploatacyjną.

Następne dwa artykuły poświęcone będą problemom polskiego przemysłu lotniczego. W artykule „Perspektywy polskiego przemysłu lotniczego” omówione będą te dziedziny produkcji lotniczej, w których polski przemysł lotniczy powinien rozwijać intensywną działalność, podane będzie orientacyjne zapotrzebowanie Polski na samoloty różnych kategorii i wskazane możliwości opracowania tych samolotów przez krajowy przemysł lotniczy. Zwrócono uwagę, że istniejące w Polsce zaplecze naukowo-badawcze i wytwórcze pozwala na opracowanie nowoczesnych konstrukcji we wszystkich działach twórczości lotniczej: silnikach, osprzęcie i płatowcach.

W artykule „Główne problemy polskiego przemysłu lotniczego” przeprowadzona będzie analiza potrzeb polskiego lotnictwa i możliwości rozwoju krajowej produkcji śmigłowców, samolotów lokalnego transportu, rolniczych, szkolno-treningowych, wielozadaniowych i szkolnych oraz szybowców. Omówione będą też kierunki rozwoju lotnictwa światowego i podkreślona konieczność opracowania wieloletniego planu dla polskiego przemysłu lotniczego.

W artykule „Zastosowanie teorii masowej obsługi do technicznej obsługi samolotów” przedstawione będą zasady tej teorii i przytoczony przykład jej zastosowania.

W „Nowościach Technicznych” omówione będą m.in. nowe typy śmigłowców reprezentowanych na wystawie lotniczej w Paryżu.



1. W dniu 10 maja br. inżynierowie i technicy lotnictwa uroczystie obchodzili Jubileusz 40-lecia Związku Polskich Inżynierów Lotniczych*), którego działalność kontynuują obecnie sekcje lotnicze SIMP i SITK.

Obchody jubileuszowe organizatorzy pragnęli wykorzystać dla spotkania „zpilowców” i starszej generacji społecznych działaczy w lotnictwie z młodszymi aktywistami SIMP i SITK, pracującymi w tej branży, z udziałem przedstawicieli cywilnych i wojskowych władz lotnictwa. W spotkaniu wzięło udział blisko 70 osób, które obecność swą uwieczniły w księdze pamiątkowej.

Dzięki staraniom kolegów z komisji propagandowej oraz przy pomocy inż. M. Markowskiego kierownika Muzeum Lotnictwa w Krakowie na sali obrad znalazły się modele samolotów oraz liczne pamiątki lotnicze z lat 1918—1939 i powojenne.

Część oficjalną zagań przewodniczący Sekcji Głównej Komunikacji Lotniczej SITK kol. E. Kołodziński odczytując depesze powitalne i nadesłane życzenia owocnych obrad.

Kol. płk. A. Misiorek przekazał pozdrowienia i życzenia od Dowódcy Wojsk Lotniczych, gen. dyw. J. Raczkowskiego oraz jego zastępcy.

Obszerny i bardzo interesujący referat — poświęcony powstaniu i działalności Związku Polskich Inżynierów Lotniczych, reaktywowaniu go po wojnie, późniejszej działalności sekcji lotniczych SIMP i SITK oraz historii czasopisma branżowego — wygłosił przewodniczący Sekcji Lotniczej SIMP kol. T. Kostia.

Chwilą ciszy uczcili obecni licznych Kolegów, którzy odeszli od nas na zawsze. Nazwiska Ich — wśród ogólnego wzruszenia — odczytał kol. Kostia. Na zakończenie swego referatu kol. Kostia nakreślił program działalności Sekcji Lotniczej SIMP.

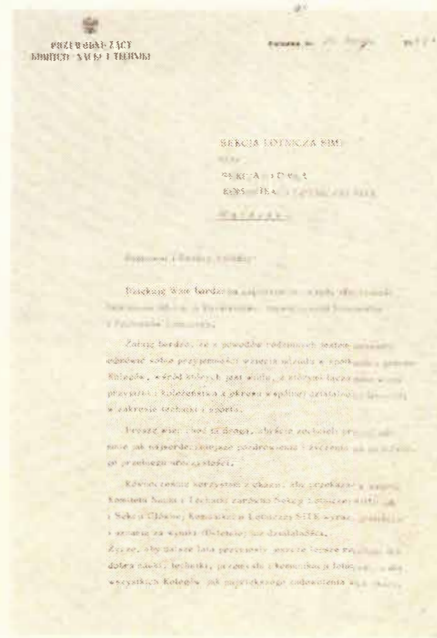
Wśród Gości, którzy w swych wystąpieniach składali życzenia z okazji Jubileuszu, wymienimy ostatniego przewodniczącego ZPIL — dziś posia na Sejm — kol. J. Bukowskiego oraz założyciela i długoletniego redaktora „Techniki Lotniczej” kol. J. Tuszyńskiego.

Spotkanie Jubileuszowe kontynuowane było przy lampce wina, przy której — do późnej godziny wieczornej — snuli swe wspomnienia zpilowcy i dzielili się

*) O historii i ludziach ZPIL patrz artykuł „40 lat Zrzeszenia Inżynierów Lotniczych”, TLiA 1968, nr 10. Przy okazji pragniemy uzupełnić informacje tam podane, jak niżej. Na zebraniu w dn. 30.V.1947 r. został wybrany pierwszy powojenny Zarząd Związku Polskich Inżynierów i Techników Lotniczych w składzie: R. Romicki, L. Dulęba, W. Fiszdron, K. Wójcicki, J. Paczoski i St. Madeyski. Koledzy wymienieni w tym artykule weszli do drugiego — po wojnie — Zarządu Związku.



doświadczeniem z działaczami lotnictwa lat powojennych. Stalowe mundury oficerów WL mieszały się z czarnymi garniturami cywilów — lecz wszystkich jednoczyła jedna idea: chwała i dobro Polskiego Lotnictwa!



Dokończenie na III str. okt.

Trinicki

technika lotnicza i astronautyczna

MIESIĘCZNIK
SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XXIV Sierpień-Wrzesień Zeszyt 8/9

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

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

SPIS TREŚCI

	Str.
Rozmowa z Dowódcą Wojsk Lotniczych PRL gen. dyw. pil. Janem Raczkowskim — S. Sulikowski i M. K. Szurmak	1
A. Marks : Lot statku „Apollo” 10	5
Orbitalne obserwatorium astronomiczne OAO-2 — opr. S. Kołodyński	9
A. Glass : Przyszłość szybowców zawodniczych	10
A. Kowalewicz, L. Kozłowski : Lotniskowe tłumiki hałasu — cz. I	14
Z. Łopatek : Wpływ zróżnicowanego pochylenia niwelety drogi startowej na długość startu samolotów transportowych	17
S. Szczeciński, J. Otyś : Niektóre zagadnienia optymalnego chłodzenia lotniczych silników tłokowych	20
B. Dostatni : Samolot jako środek masowych przewozów towarowych (dok.)	23
M. Żebrowski : Pomiar widzialności na pasie startowym RVR	26
M. Jasiński : Algorytmizacja projektowania procesów technologicznych części maszyn	29
W. Stafiej : Szkic monograficzny Szybowcowego Zakładu Doświadczalnego	34
S. Orczykowski : Propozycje na temat terminologii związanej z pojęciem rezerwu i gwarancji	38
A. Marks : Nieco o terminologii kosmonautycznej	41
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZEJ SIMP	42
NOWOŚCI TECHNICZNE	43
Słoneczne termiczne silniki raketowe — A.M.	52
Odtwarzanie w laboratoriach warunków przestrzeni kosmicznej — B. G.	53
LITAS — nowy system świetlnej pomocy dla podejścia do lądowania — M. Ż.	54
Uzyskanie zezwolenia przez przedsiębiorstwa lotnicze na lądowanie w warunkach meteorologicznych II kat. — M. Ż.	55
KRONIKA	56
40-lecie Stowarzyszeń Inżynierów i Techników Lotnictwa II i III okł.	
WSK Mielec otrzymała Sztandar Przechodni III okł.	
Niezwykły jubileusz III okł.	
LOTNICZE PORTY ŚWIATA — Warszawa Okęcie IV okł.	

Полет корабля „Apollo” 10

В статье представлены подробности полета корабля „Apollo” 10 с лунным отсеком LM — второго экипажного полета на лунную орбиту. Рассмотрены маневры, выполненные кораблем LM с двумя космонавтами на борту на небольшой высоте над поверхностью Луны.

KOŁODYŃSKI S.

629.19:521.6

Орбитальная астрономическая обсерватория ОАО-2

Кратко описана конструкция первой в мире американской орбитальной астрономической обсерватории ОАО-2, подробно изложены задания, которые она должна выполнить. Представлен способ проведения с помощью обсерватории исследований небесных тел. Подчеркнуто значение обсерваций небесных тел не рацующегося вокруг земли спутника.

GLASS A.

629.135.15—482

Будущее рекордных планеров

В статье рассматривается прогресс совершившийся в области строительства высокорекордных планеров — проявившийся тенденциями развития класса стандарт и направленными развития концепции, аэродинамики и конструкции высокорекордных планеров. Обсуждена также проблема высокорекордного двухместного планера и задача применения в соревнованиях экспериментальных и серийных конструкций. Кроме того представлены тенденции развития в области оборудования планеров.

KOWALEWICZ A., KOZŁOWSKI L.

534.83:656.71

Аэродромные глушители шума

В статье проанализированы источники шума в реактивных двигателях, представлены способы его снижения и описаны и рассмотрены аэродромные глушители шума, применяемые в настоящее время за границей.

ŁOPATEK Z.

625.712.6:656.71

Влияние дифференцированного наклона проектной линии взлетной полосы на длину взлета транспортных самолетов

В работе указывается на целесообразность такого проведения, в некоторых случаях, проектной линии взлетной полосы, чтобы могли взлетать из нее самолеты, которые требуют обычно взлетных полос большой длины. Представлена зависимость влияния наклона отдельных участков взлетной полосы на длину взлета от ускорения движения самолета на этих участках. Представлен способ расчета показателя дифференцированного наклона проектной линии взлетной полосы и приведена зависимость поправки на длину взлетной полосы от показателя наклона ее проектной линии, для двух типов самолетов. Приводится пример влияния формы проектной линии на длину взлетной полосы.

SZCZECIŃSKI S., OTYŚ J.

621.431.75—71

Некоторые вопросы оптимального охлаждения авиационных поршневых двигателей

Представлены теоретические основы воздушного охлаждения авиационных поршневых двигателей и рассмотрены возможности применения в случае высотных и вертолетных двигателей вынужденного течения охлаждающего воздуха с регулируемым расходом в зависимости от условий полета и условий работы двигателя.

ŻEBROWSKI M.

551.591:656.71

Измерение видимости на взлетной полосе

В статье дается понятие видимости на взлетной полосе, излагаются основы и способ измерения видимости, подчеркиваются ограничения измерительной системы. Рассмотрены условия выполнения подхода к посадке с использованием измеренных величин видимости.

STAFIEJ W.

619.135.15.001.5

История Планерного опытного завода SZD

Коротко представлена история возникновения Планерного опытного завода ранее Института планеризма в Бельско-Бялой рассмотрены конструкции планеров разработанных в период от 1945 г. до настоящего времени и планеры находящиеся в стадии проектирования или испытаний. Кроме того представлены научные достижения работников SZD.

ORCZYKOWSKI S.

629.13.004(0837):001.4

Предложения к вопросу терминологии касающейся понятий ресурса и гарантии

Примененная в промышленной практике терминология из области вопросов, касающихся надежности изделия, создает возможности очень произвольной интерпретации значений отдельных определений, что вызывает недоразумения между изготовителем и потребителем. Поэтому является необходимым введение однозначных определений, понятых всем заинтересованным. Статья является попыткой систематизирования понятий, а в особенности содержит предложения замены иностранных и неточных терминов более точными польскими определениями.



technika lotnicza i astronautyczna

MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH



Rozmowa z Dowódcą Wojsk Lotniczych PRL gen. dyw. pil. Janem Raczkowskim

Redakcja: **Panie Generale, rozwój lotnictwa w okresie 25-lecia jest poważny, szczególnie lotnictwa wojskowego, które stanowi dziś 30% Sił Zbrojnych PRL i, jak wiemy, jego poziom techniczny i wykształcenie są wysokie. Jakie są główne osiągnięcia naszego lotnictwa w tym okresie?**

J. Raczkowski: Lotnictwo jest rozległą dziedziną, obejmuje wiele zagadnień wynikających z różnych form działalności i funkcji. W minionym ćwierćwieczu nastąpił ogromny skok we wszystkich dziedzinach naszego lotnictwa, rozwiązano wiele żywotnych problemów, trudno w ramach krótkiej wypowiedzi omówić je bez ryzyka pominięcia lub niedostatecznego naświetlenia wszystkich ważnych zagadnień i związa-

nych z nimi osiągnięć. Postaram się pokrótce przedstawić je kolejno.

Mówiąc o osiągnięciach przede wszystkim trzeba zwrócić uwagę na całkowitą zmianę struktury organizacyjnej lotnictwa. Do osiągnięć w lotnictwie wojskowym możemy zaliczyć:

- wyposażenie w samoloty odrzutowe, poddźwiękowe i naddźwiękowe, które pod względem wartości bojowej i osiągnięć odpowiadają światowemu poziomowi
- utworzenie lotnictwa śmigłowego, które odgrywa dużą rolę w zabezpieczeniu działań wojsk lądowych i marynarki wojennej, a zarazem niesie coraz większą pomoc gospodarce narodowej
- stworzenie nowoczesnego systemu dowodzenia umożliwiającego wczes-

ne wykrywanie samolotów nieprzyjacielskich i wprowadzenie automatycznego naprowadzania samolotów przeciwdziałających

- posiadanie nowoczesnych środków rażenia, m.in. precyzyjnie działających pocisków raketowych klasy powietrze-powietrze i powietrze-zie-mia
- wykształcenie doborowej kadry, która całkowicie opanowała skomplikowany system dowodzenia lotnictwem i zabezpieczenia jego działań
- umiejętność wykonywania przez naszych pilotów zadań w trudnych warunkach atmosferycznych w dzień i w nocy.

● wzbogacenie taktyki walki o wiele nowych sposobów działania dzięki wprowadzeniu nowoczesnych samolotów i ich wyposażeniu.

Dla porównania i właściwej oceny przypomnijmy lata czterdzieste, kiedy to polskie lotnictwo po zniszczeniach II wojny światowej rozpoczęło swoją rekonstrukcję w trudnych warunkach równoległe z odbudową wszystkich gałęzi naszej gospodarki narodowej.

Zalążkiem potężnego współczesnego lotnictwa wojskowego był wówczas 1 pułk lotnictwa myśliwskiego „Warszawa”. Dziś lotnictwo stanowi bojową siłę obronną Ojczyzny.

W przemyśle w minionym okresie mamy również duże osiągnięcia. Potencjał naszego przemysłu lotniczego mierzony liczbą zatrudnionych pracowników, powierzchnią produkcyjną, wielkością i poziomem parku maszynowego, poziomem zaplecza naukowo-badawczego i wynikającą stąd zdolnością produkcyjną umożliwia budowę nowoczesnego sprzętu. I znów przypomnijmy, że po II wojnie rozpoczynaliśmy od odbudowy kilku zdewastowanych przez okupanta zakładów produkcji lotniczej, m. in. w Mielcu, Warszawie, Rzeszowie, które początkowo remontowały prosty wówczas sprzęt lotniczy. Dziś, jak już powiedziałem, możemy się pochwalić poważnym potencjałem przemysłu lotniczego.

Komunikacja lotnicza sięga obecnie swymi stałymi liniami poza kontynent europejski, przewożąc rocznie ok. miliona pasażerów, przynosi gospodarce narodowej kilka milionów dolarów rocznie. I znów dla porównania przypomnijmy początki lotnictwa komunikacyjnego. Pierwszą linię komunikacji lotniczej w sierpniu 1944 r. uruchomiono na wyzwolonych terenach na trasie Lublin—Rzeszów. Latały na tej linii pocztowe Po-2. W roku 1946 otrzymaliśmy ze Związku Radzieckiego samoloty Li-2, które w szerszym zakresie umożliwiły rozwój krajowej komunikacji lotniczej.

W powiatach było również nasze lotnictwo sportowe, które dziś rozwijając się w ramach działalności Aeroklubu Polskiej Rzeczypospolitej Ludowej stanowi poważne zaplecze zarówno lotnictwa wojskowego, jak i cywilnego: komunikacyjnego, sanitarnego i gospodarczego. Aeroklub zrzesza ponad 100 000 członków, działaczy i sympatyków, szkoli rocznie tysiące modelarzy, skoczków

spadochronowych, pilotów samolotowych i szybowcowych.

Mówiąc o rodzajach lotnictwa i związanym z tym krajowym przemysłem nie możemy zapomnieć o ogromnym rozwoju techniki lotniczej w ostatnim 25-leciu. Odnośnie do eksploatowanego sprzętu wyraża się on np. czterokrotnym wzrostem prędkości samolotów bojowych i około trzykrotnym wzrostem prędkości samolotów pasażerskich, około dziesięciokrotnym wzrostem mocy lub ciągu silników stosowanych na samolotach bojowych, olbrzymim wzrostem poziomu wyposażenia elektronicznego, które stanowi obecnie około 30% wartości statku powietrznego. Myśliwiec z lat 1944—1945 wyposażony był w kilka lub kilkanaście lamp elektronowych, a obecnie samolot myśliwski wyposażony jest w około półtora tysiąca lamp elektronowych i tranzystorów.

Rozwój ten rzutował w zdecydowany sposób również na poziom zaplecza technicznego, zabezpieczenia lotów, bazy szkoleniowej i lotniskowej.

Jeśli uświadomimy sobie jak olbrzymi skok nastąpił praktycznie we wszystkich dziedzinach naszego lotnictwa w 25-leciu PRL, musimy sobie zdać sprawę z tego, jak wiele ważkich problemów w tym czasie rozwiązano.

R e d a k c j a : Jaki jest udział lotnictwa w obronności kraju?

J. R a c z k o w s k i : Lotnictwo jest integralną częścią Sił Zbrojnych PRL i ze względu na jakość i ilość sprzętu stanowi poważną siłę bojową. Zasadniczym zadaniem lotnictwa jest odparcie nieoczekiwanego uderzenia nieprzyjaciela z powietrza. Zadanie to w głównej mierze spoczywa na lotnictwie myśliwskim i wymaga ciągłego utrzymania jednostek w wysokiej gotowości bojowej o każdej porze dnia i nocy.

Oczywiście nie jesteśmy osamotnieni. Na rzecz obronności naszego kraju działa system obrony powietrznej Państw Członków Układu Warszawskiego, którego jesteśmy ogniwem.

R e d a k c j a : Jaki jest udział lotnictwa w rozwoju gospodarki narodowej?

J. R a c z k o w s k i : W dążeniu do osiągnięcia jak najlepszych wyników w działalności różnych dziedzin gospodarki narodowej trudno pominąć

udział w nim najbardziej nowoczesnych i efektywnych środków, do jakich na całym świecie zalicza się lotnictwo. Argumentów uzasadniających słuszność takiego założenia można przytaczać wiele tak w zakresie transportu, jak i usług gospodarczych, np. przelot z Katowic do Szczecina trwa o 17 godzin mniej niż podróż koleją. Mniejsze są również koszty podróży. Stwierdzić jednak należy, że w odróżnieniu od innych krajów, nawet znacznie słabiej rozwiniętych, o mniejszych potencjalnych możliwościach wykorzystania lotnictwa mamy jeszcze dużo do zrobienia.

Przykład: areal objęty akcją agrotechniczną w 1966 r. w Polsce był przeszło czterokrotnie mniejszy niż w Bułgarii, Czechosłowacji, a przeszło trzykrotnie mniejszy niż w NRD i na Węgrzech.

Pocieszające jest, że coraz więcej instytucji i jednostek gospodarczych przekonuje się o poważnych korzyściach, jakie daje lotnictwo w transporcie i usługach gospodarczych. W wielu przypadkach wojska lotnicze współdziałają z nimi.

Osobiście przekonany jestem, że tendencje wykorzystania lotnictwa w wielu dziedzinach gospodarki narodowej będą intensywnie wzrastały, przynosząc korzystne efekty dla jej rozwoju.

Niewątpliwie efekty te byłyby większe, gdyby wykorzystanie lotnictwa nie opierało się tylko na oddolnej inicjatywie różnych instytucji, nie zawsze znających istniejące możliwości, a odbywało się w sposób odpowiednio zorganizowany, zgodny z ustalonymi normami naszej socjalistycznej gospodarki.

Podkreślić również należy, że możliwości wykorzystania lotnictwa w gospodarce narodowej będą zawsze uwarunkowane potencjałem zaplecza technicznego obejmującego swym zakresem nie tylko stan posiadanej swym sprzętu, bazę usługową i remontową, lecz i krajowy przemysł lotniczy. Nasz udział w rozwoju gospodarki narodowej jest następujący:

● powstały zespoły lotniczych usług gospodarczych (opylanie pól i lasów) oraz

● lotnictwo sanitarne

● uczestnictwo i wydatna pomoc w zwalczaniu klęsk żywiołowych (powódź — rozbijanie zatorów lodo-

wych, ratowanie ludzi i mienia), szybkie przewożenie samolotami transportowymi, w tym i za granicę, różnych szybko psujących się produktów

● w budownictwie wykorzystanie śmigłowców do przenoszenia na zaczepach zewnętrznych drogą powietrzną ciężkich elementów konstrukcji stalowej.

Redakcja: Czy należy rozwinąć produkcję i własne konstrukcje? Jakie samoloty należałoby budować w kraju?

J. R a c z k o w s k i: Nim odpowiem, sięgnijmy do historii. W latach pięćdziesiątych opierając się na licencji uruchomiliśmy w kraju produkcję samolotów odrzutowych i śmigłowców, dzięki czemu poważnie rozwinął się potencjał Krajowego przemysłu lotniczego. Poziom, jaki osiągnął krajowy przemysł lotniczy tak pod względem zdolności produkcyjnych, jak i kultury technicznej, poziom bazy technologicznej i badawczej obecnie jest wyższy niż w innych krajowych branżach przemysłowych. Wynikają stąd silnie narastające tendencje do lokowania w zakładach lotniczych produkcji i opracowań nielotniczych sprawiających duże kłopoty w innych branżach, niejednokrotnie na odcinakach wymagających awaryjnego ratowania planów.

Zdawać sobie musimy sprawę, że narastanie takich tendencji grozić może powstaniem nieodwracalnych zmian, sprowadzających się do zdecydowanego obniżenia poziomu technicznego przemysłu, poziomu kadry, stanu i poziomu zaplecza naukowo-technicznego i konstrukcyjnego, parku maszynowego itp.

Krajowy przemysł lotniczy ma bardzo poważne zapotrzebowanie na eksport sprzętu lotniczego. Podkreślić przy tym należy, że eksport sprzętu lotniczego jest szczególnie korzystny i jest szeroko rozwijany przez wszystkie kraje mające lotniczą bazę produkcyjną. Pod względem efektywności eksportowej produkcję lotniczą można porównać jedynie z produkcją urządzeń elektronicznych.

Jestem przekonany, że krajowy przemysł lotniczy jest w stanie ze względu na wykształconą specjalizację poszczególnych zakładów, jak też ich poziom i potencjał rozwijać korzystnie dla gospodarki narodowej i obronności kraju szeroki asorty-

ment sprzętu lotniczego i zabezpieczającego.

Zdawać musimy sobie jednak sprawę z tego, że poważne potraktowanie rozwoju krajowej produkcji lotniczej wymaga bezwzględnie zabezpieczenia prawidłowego rozwoju technicznego produkcji przez odpowiedni rozwój zaplecza naukowo-technicznego i konstrukcyjnego oraz przygotowania kadr do produkcji lotniczej.

Redakcja: Jaki wpływ wywiera lotnictwo na postęp techniczny w innych dziedzinach techniki? Czy wpływ ten jest duży? Jak u nas wyglądają te zagadnienia, a jak w innych krajach?

J. R a c z k o w s k i: Już od pierwszych lat istnienia techniki lotniczej uwidoczniły się charakterystyczne cechy jej rozwoju. Stale wzrastające wymagania stawiane przed sprzętem lotniczym — początkowo, w okresie kiedy brak było dostatecznego opanowania zagadnień aerodynamiki, mechaniki lotu, zasad konstruowania, potrzeba doskonalenia samolotów, by móc latać w ogóle, później potrzeba doskonalenia ich osiągnięć, by móc latać jak najlepiej — systematycznie wysuwały lotnicze konstrukcje na szczyty istniejących możliwości technicznych.

Stale wzrastające zadania, jakie sprzęt lotniczy ma spełniać, specyficzne warunki, w jakich jest on wykorzystywany, stawiają bardzo wysokie wymagania techniczne. Czynniki decydującymi o tym są m.in.: dążenie do uzyskania możliwie największych prędkości maksymalnych przy utrzymaniu małych prędkości minimalnych, duże pułapy i związana z tym olbrzymia rozpiętość warunków, w jakich pracuje sprzęt (zmiany ciśnienia i temperatury otoczenia), stałe zwiększanie prędkości wznoszenia, zasięgów, udźwigów użytecznych, skracanie startu i lądowania, systematycznie wzbogacające się wyposażenie samolotów.

Wszystkie wymienione czynniki są przekonywającym wyjaśnieniem i logicznym uzasadnieniem faktu, że lotnictwo już od zarania swego rozwoju było nie tylko bodźcem, ale również awangardą postępu w wielu dziedzinach techniki i nauki.

Rozwój krajowego przemysłu lotniczego i postęp w wielu dziedzinach techniki opanowanej w kraju w 25-leciu PRL potwierdza w pełni tę

tezę. Przykładów uzasadniających ją można by przytaczać bardzo wiele z różnych dziedzin produkcyjnych, np. opanowanie produkcji wielu wysokogatunkowych stali, produkcję stopów lekkich, lakierów, gum, tworzyw sztucznych, poważny wzrost poziomu produkcji aparatury elektronicznej, a także w oparciu o uruchomioną produkcję lotniczą rozwój krajowej bazy hydrauliki siłowej oraz podwyższenie jakości produkcji wielu wyrobów krajowych, np. do silnika SO-1 wykorzystujemy już wyłącznie krajowej produkcji łożyska toczne, opanowanie wielu nowoczesnych rozwiązań konstrukcyjnych, np. konstrukcje przekładkowe, opanowanie wielu nowoczesnych procesów technologicznych, np. kulowanie elementów konstrukcji podwyższające jej wytrzymałość zmęczeniową itp.

Na pytanie, jak u nas wyglądają te zagadnienia, a jak w innych krajach, mogę powiedzieć, że, moim zdaniem, jest podobnie, z jedną tylko różnicą. Nie zawsze potrafimy właściwie wykorzystać osiągnięcia i poniesione na nie nakłady.

Gwarancją uzasadnionego ekonomicznie wykorzystania tego dorobku powinno być dążenie, by wysoki poziom bazy produkcyjnej wykorzystać do produkcji sprzętu będącego na odpowiednio wysokim poziomie technicznym.

Redakcja: Czy słuszne jest traktowanie szkolenia w Aeroklubie PRL jako przygotowanie kadr dla sił powietrznych?

J. R a c z k o w s k i: Istnieją bezsporne korzyści wynikające ze szkolenia w APRL; uzyskujemy bowiem wstępne rozeznanie co do przydatności kandydata na przyszłego pilota wojskowego. Obecnie jednak poddajemy szczegółowej analizie sprawę, czy korzyści wypływające ze szkolenia w APRL rekompensują nakłady finansowe na to przedsięwzięcie.

Redakcja: Czy słuszne jest szkolenie pilotów od razu na samolotach odrzutowych? Czy też należy rozpoczynać szkolenie od szkolnych samolotów tłokowych?

J. R a c z k o w s k i: Z naszych doświadczeń wynika, że szkolenie na samolocie tłokowym przedłuża okres szkolenia, a szkolenie od podstaw na szkolno-treningowym samo-

locie odrzutowym umożliwiłaby nabywanie pilotowi niezbędnych nawyków potrzebnych do pilotowania samolotu odrzutowo-bojowego, a ponadto skraca czas szkolenia i stwarza pomysłniejsze warunki do szkolenia na odrzutowym samolocie bojowym.

Redakcja: Czy nie wydaje się słuszne wprowadzenie na linie krajowe mniejszych samolotów (do 20 pasażerów) latających z większą częstotliwością na krótkich trasach i korzystających z małych lotnisk?

J. R a c z k o w s k i: Komunikacja na liniach zagranicznych jest w naszych warunkach wysoce opłacalna. Komunikacja krajowa jest obecnie deficytowa, na co składa się wiele czynników, jak: stosunkowo krótkie trasy, struktura taryf, stopień wykorzystania sprzętu itp.

Najbardziej opłacalne z punktu widzenia ekonomicznego jest eksploatowanie samolotów o dużej pojemności. Warto podać, że koszt tonokilometra samolotu Il-18 jest o połowę mniejszy niż samolotu Il-14. Możliwość szerszego eksploatowania samolotów jak i zwiększenie częstotliwości lotów zależne jest nie tylko od sprzętu, ale również od przygotowania lotnisk i ich odpowiedniego wyposażenia w drogi startowe, dworce, urządzenia radionawigacyjne i oświetlenie. Inwestycje te są bardzo poważne.

Trzeba jednocześnie dodać, że obecnie eksploatowane lotniska nie są w pełni wyposażone i przystosowane do całodobowej komunikacji lotniczej.

W polityce rozwoju komunikacji krajowej istnieją zawsze dwa nurty: jeden reprezentowany przez przewoźnika, który dąży do jej ograniczenia bądź wykonywania lotów dużymi samolotami na ograniczoną liczbę lotnisk, co jest w pełni uzasadnione względami ekonomicznymi; drugi reprezentowany przez potencjalnych pasażerów linii lotniczych, którzy by chcieli latać do wszystkich miejscowości. Oczywiście ten sposób ujęcia tendencji jest skrajny, niemniej jednak odzwierciedla on panujące tendencje.

Władze lotnictwa cywilnego reprezentują kierunek wypadkowy: przy utrzymaniu możliwie małej deficytowości linii krajowych w możliwie dużym stopniu zabezpieczać potrzeby społeczne na transport lotniczy.

Z ogólnego punktu widzenia transport lotniczy jest tam opłacalny z punktu widzenia społecznego, gdzie zysk czasowy przez wybór samolotu jako środka podróży jest widoczny. Należy przy tym uwzględniać czas dojazdu na lotnisko, odprawy pasażerów, czas lotu i ponownego dojazdu do miasta.

Wychodząc z tego założenia należy stwierdzić, że samolot wykazuje wyższość nad innymi środkami transportu na dłuższych trasach lub w terenie, gdzie naziemne środki komunikacji są ograniczone względami terenowymi, jak góry, wody itp. W naszych warunkach widoczna przewaga samolotu występuje przy trasach o długości powyżej 250—300 km. Na tej długości trasach właściwe jest już stosowanie samolotów o większej pojemności. Obecnie, warto podkreślić, że w sezonie letnim zapewnienie samolotów na trasach krajowych wynosi nawet powyżej 90% i występuje potrzeba wprowadzenia na niektóre trasy większych samolotów od dotychczas stosowanych, a mianowicie samolotów Il-18.

Redakcja: Jakie są postępy w metodzie szkolenia lotników wojskowych na krajowym sprzęcie szkoleniowym?

J. R a c z k o w s k i: Szkolenie prowadzimy na samolocie TS-11 „Iskra”. Dla pilotów, którzy rozpoczynają szkolenie, jest on samolotem spełniającym wszystkie warunki; można na nim wykonywać loty w zwykłych i trudnych warunkach atmosferycznych, a ponadto w określonych warunkach uzbrojenia mógłby spełniać rolę samolotu bojowego. Jest samolotem perspektywnym, nad rozwojem którego zamierzamy pracować.

Redakcja: Jaką rolę odgrywa fachowa prasa techniczna w zakresie podnoszenia kwalifikacji służb technicznych?

J. R a c z k o w s k i: W porównaniu z wieloma innymi dziedzinami tempo rozwoju techniki lotniczej stawia szczególne wymagania przed personelem służb technicznych lotnictwa. Trudno mówić o wysokim poziomie technicznej kadry lotniczej bez stałego podnoszenia jej kwalifikacji, zapoznawania z nowymi osiągnięciami.

Intensywne tempo rozwoju techniki lotniczej stawia szczególnie ważne

i trudne zadanie przed fachową techniczną prasą lotniczą.

Z dużym zadowoleniem pragnę podkreślić, że nie małą rolę na tym odcinku spełnia także „Technika Lotnicza i Astronautyczna”.

Obserwowane stałe zbliżanie tematyki poruszanej na łamach „Techniki Lotniczej i Astronautycznej” do aktualnych potrzeb i zainteresowań personelu technicznego lotnictwa jest gwarancją systematycznego wzrostu roli, jaką Wasze czasopismo spełnia i będzie spełniać w zakresie doskonalenia kadry technicznej lotnictwa.

Redakcja: Przed jakimi problemami stoi lotnictwo polskie po 25 latach swego rozwoju i jakie są perspektywy?

J. R a c z k o w s k i: Podobnie jak wszystkie dziedziny naszej gospodarki narodowej również lotnictwo polskie jest w przededniu ustalania perspektywicznych planów rozwoju na najbliższą pięcioletkę. Ustalenie kierunków i programu rozwoju lotnictwa polskiego, w tym i krajowej bazy przemysłu lotniczego uznać należy za zadanie szczególnie aktualne i ważne. Należy więc dążyć do uwzględnienia w planach wszystkich decydujących założeń jak np.:

▲ konieczności utrzymania i rozwoju krajowego przemysłu lotniczego oraz zapewnienia szybkiego i harmonijnego jego rozwoju przez rozwój naukowo-technicznego i konstrukcyjnego, tworzenia zakładów doświadczalnych, zabezpieczenie ścisłej współpracy ze Związkiem Radzieckim

▲ konieczności intensyfikacji wykorzystania w kraju transportu lotniczego oraz usług lotniczych

▲ rozwoju bazy osprzętowej w różnych rodzajach lotnictwa krajowego, w tym także lotnictwa transportowego i sportowego

▲ rozwoju lotnictwa zaplecza technicznego w instytucjach użytkujących sprzęt oraz rozwoju bazy lotniczej

▲ szkolenia kadr specjalistów lotniczych.

Niezbędne wydaje się również dążenie do zapewnienia odpowiedniej koordynacji działania różnych resortów i instytucji w zakresie lotnictwa.

Krótko mówiąc, wydaje się, że problemy, które jeszcze stoją przed polskim lotnictwem były sprecyzowane we wnioskach i postulatach na konferencji naukowo-technicznej „Aktualne Problemy Polskiego Lotnictwa” zorganizowanej w 1967 r. przez SIMP i SITK.

Rozmawiali:
Stefan Sulikowski
i M. Klara Szurmak

LOT STATKU „APOLLO” 10

Pomyślny wynik próbnych lotów statków kosmicznych „Apollo” 7, 8 i 9 pozwolił na podjęcie w planowanym terminie ostatniej przed lądowaniem na Księżycu próby techniczno-nawigacyjnej. Statek „Apollo” 10 wystartował z Przylądka Kennedy’ego w dniu 18 maja o godzinie 17 minut 49 czasu warszawskiego, z misją lotu w sąsiedztwo Księżyca. Nie było to jednak powtórzenie pamiętnego lotu statku „Apollo” 8 z grudnia ubiegłego roku. Statek „Apollo” 10 miał bowiem także swój człon księżycowy LM (Lunar Module), w związku z czym miał masę około 44 000 kg, podczas gdy pozbawiony statku LM statek „Apollo” 8 miał masę tylko około 29 000 kg.

Załogę statku „Apollo” 10 stanowili Thomas Stafford, Eugene Cernan i John Young. Jak to jest regułą, statek „Apollo” 10 wraz z ostatnim stopniem rakiety nośnej został najpierw wprawiony w bliskoziemski ruch orbitalny, który odbywał się na wysokości od 187 do 199,5 km. Po wykonaniu jednego okrążenia wokół Ziemi silnik ostatniego stopnia rakiety nośnej został o godzinie 20 minut 23 uruchomiony jeszcze raz i zwiększył prędkość lotu do 10,9 km/s, co umożliwiło odlot ku Księżycowi. *(Z naciskiem należy tu zwrócić uwagę, że nie była to druga prędkość kosmiczna, czyli prędkość ucieczki, gdyż lecący w sąsiedztwie Księżyca statek kosmiczny nie przestaje być sztucznym satelitą Ziemi).*

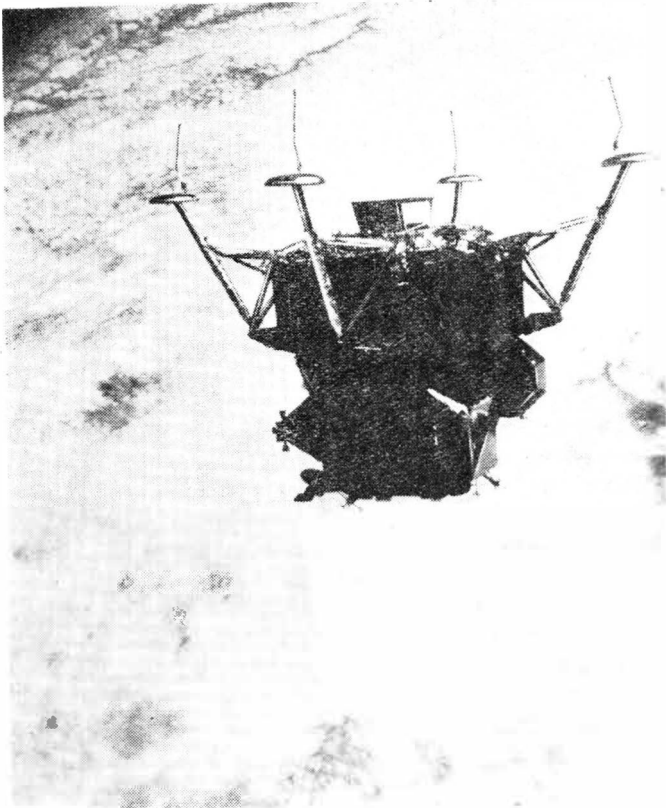
Odlot z Ziemi wykonywany jest w dwóch etapach dlatego, że można w ten sposób precyzyjniej uzyskać w żądanej chwili wymaganą prędkość i kierunek lotu. Jako „punkt” wyjścia traktuje się bowiem osiągnięcia w pierwszym etapie wlotu bliskoziemską orbitę, toteż potrzebne jest zwiększenie prędkości tylko o 3,1 km/s, gdyż po orbicie tej statek porusza się z prędkością 7,8 km/s. Rzecz jasna więc, że w takim dwuetapowym odlocie ostateczny wynik uzyskiwany jest ze znacznie większą dokładnością, niż to możliwe byłoby do osiągnięcia w przypadku odlotu jednoetapowego, wymagającego od razu osiągnięcia prędkości 10,9 km/s.

Gdy ostatni stopień rakiety nośnej wraz ze statkiem „Apollo” osiągnął wymaganą do lotu ku Księżycowi prędkość i kierunek ruchu, statek „Apollo” został od niego odczepiony, obrócony wokół osi poprzecznej o 180°, następnie z powrotem przybliżył się do ostatniego stopnia rakiety nośnej i przyłączył się do umieszczonego w zasobniku na szczycie stopnia statku księżycowego LM. Na koniec wreszcie statek LM został odczepiony od zasobnika i tym samym statek „Apollo” wraz ze statkiem LM rozpoczął samodzielny lot ku Księżycowi, bez ostatniego stopnia rakiety nośnej.

Lot ku Księżycowi odbywał się najpierw z malejącą prędkością, gdy ruch statku był hamowany przez przyciąganie Ziemi. 21 maja o godzinie 7 minut 40 statek

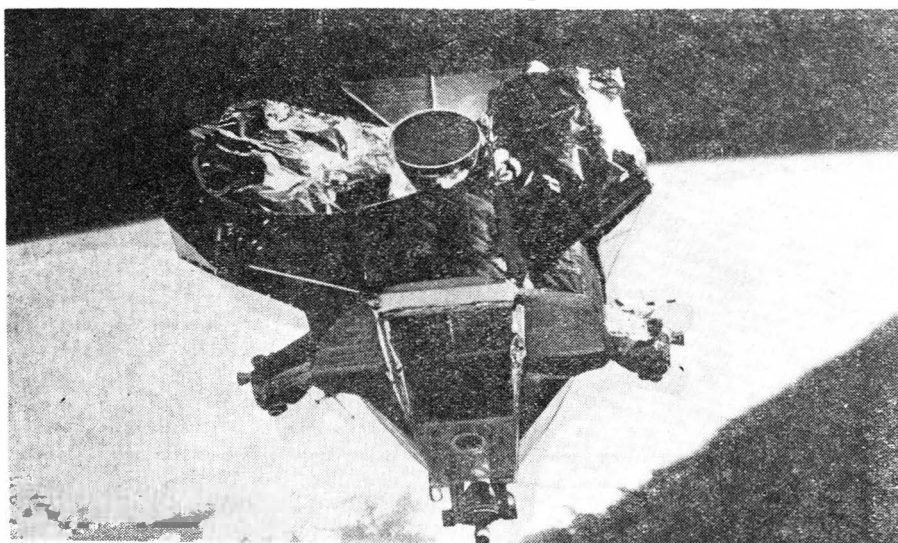


1. Jedna z fotografii wykonanych przez satelitę księżycowego „Lunar Orbiter” 2 z wysokości zbliżonej do tych, na jakich krążyły wokół Księżyca statki „Apollo” 8 i 10. Fotografia przedstawia rejon Wzgórze Mariusza

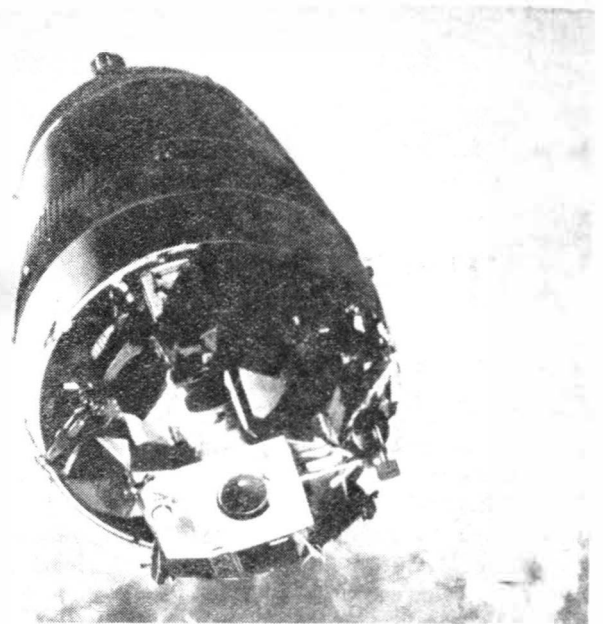


2. Fotografia ta została wykonana z kabiny krążącego po orbicie wokółziemskiej statku „Apollo” 9. Przedstawia ona statek księżycowy LM w konfiguracji do lądowania, tj. z wypuszczonymi gołeniami. Wypuszczone są również czujniki zetknięcia z powierzchnią Księżyca — widoczne powyżej talerzy gołenii. W statku LM znajdują się McDivitt i Schweickart

osiągnął strefę dominującego grawitacyjnego oddziaływania Księżyca otaczającą go na odległość 66 000 km. Lecił on wtedy z prędkością zaledwie 0,96 km/s. Od tego miejsca prędkość statku zaczęła rosnąć pod wpływem przyciągania Księżyca. Jeszcze tego samego dnia wieczorem statek wleciał poza Księżyc i wówczas Stafford włączył o godzinie 21 minut 46 na 5 minut i 53 sekundy silnik członu raketowego statku, aby zmniejszyć prędkość lotu z 2,5 km/s do około 1,6 km/s, co umożliwiło przekształcenie statku w satelitę Księżyca poruszającego się początkowo po orbicie eliptycznej,



4. Statek LM bezpośrednio po oddzieleniu się od statku „Apollo” 9. LM jest w stosunku do Ziemi obrócony „do góry nogami”. Niektóre części statku są okryte folią aluminiową w celu ochrony przed promieniowaniem słonecznym



3. Fotografia trzeciego stopnia S-4B rakiety nośnej „Saturn” 5 z połączonym z nim jeszcze statkiem LM. Fotografia została zrobiona ze statku „Apollo” 9 w czasie, gdy zbliżał się on do stopnia S-4B w celu połączenia się ze statkiem LM

a później, po powtórnych zmniejszeniu prędkości — tym razem tylko o 42 m/s — po orbicie prawie kołowej na wysokości od 111 do 113 km. Było to trudniejsze do wykonania niż w przypadku statku kosmicznego „Apollo” 8, dlatego że „Apollo” 10 miał większą masę. Zarazem wymagało to zużycia większej ilości materiałów napędowych, toteż mniej ich zostało do przeprowadzenia następnie manewru odlotu ku Ziemi.

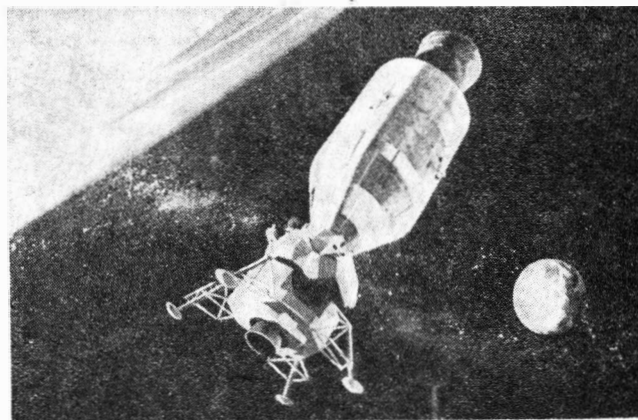
Przez przeszło dobę statek „Apollo” krążył wokół Księżyca ruchem orbitalnym wraz ze swym członem księżycowym LM. 22 maja wieczorem Stafford i Cernan przeszli do kabiny statku LM i po kontroli jego urządzeń odczepili go od statku „Apollo” 10 o godzinie 20 minut 11, w czasie lotu poza Księżycem. O godzinie 20 minut 13 oba statki, lecąc oddzielnie w odległości kilkunastu metrów od siebie, wyleciały spoza Księżyca, a o godzinie 20 minut 35 Stafford włączył silnik hamujący statku LM, aby zmniejszyć prędkość lotu o 21,6 m/s, w wyniku czego orbita statku przekształciła się w eliptyczną z aposelenium na poprzedniej wysokości lo-

tu, ale periselenium na wysokości zaledwie 15,2 km ponad powierzchnią Księżyca. Miejsce i chwilę zmniejszenia prędkości wybrano przy tym w ten sposób, aby periselenium orbity znalazło się ponad planowanym rejonem lądowania na Morzu Spokoju (Mare Tranquillitatis). Rejon ten ma wymiary 14 na 8 km. Manewr ten zgodnie oceniony został przez prasę jako nadzwyczaj niebezpieczny, gdyż ewentualny błąd nawigacyjny mógł spowodować rozbitcie się statku na Księżycu. Wydaje się jednak, że obawy te były przesadne, gdyż ewentualność taka zaistniałaby tylko wtedy, gdyby prędkość lotu statku LM została zmniejszona za bardzo. Gdyby na przykład prędkość lotu została zmniejszona o 2,3 m/s więcej, to wówczas periselenium jego orbity znalazłoby się na wysokości zaledwie 5 km i rzeczywiście mogłoby zaistnieć niebezpieczeństwo zderzenia się z jakimś wierzchołkiem górskim na Księżycu. Jeżeli jednak weźmie się pod uwagę, że obecnie prędkość statków kosmicznych można regulować z dokładnością 0,1 m/s oraz że statek LM ma trzy zespoły silników rakietowych: hamujący (do lądowania na Księżycu), napędowy (do startu i wzlotu z Księżycu) i zespół 16 silniczków korekcyjno-sterowniczych, przy czym każdy z tych zespołów niezależnie od pozostałych był w stanie zapobiec upadkowi statku na Księżyc, a na wykonanie tej korektury astronauci mieli przeszło 45 minut czasu, to okazuje się, że manewr opuszczania się statku LM ku powierzchni Księżyca nie był tak niebezpieczny, jak to mogłoby się wydawać.

Ogółem statek LM wykonał dwa przeloty w bliskiej odległości ponad powierzchnią Księżyca — jeden na wysokości 15,2 km o godzinie 22 minut 31, a drugi na wysokości 20,4 km, po czym rozpoczęte zostały manewry przybliżania się do odległego o 560 km statku „Apollo” 10. Manewry te zapoczątkowane zostały uruchomieniem silnika członu hamującego statku LM w celu zwiększenia prędkości lotu, a później odrzuceniem tego członu. Wystąpiły przy tym w trakcie tego nieprzewidziane drgania i obrót statku, które jednak udało się załodze opanować za pomocą silniczków korekcyjno-sterowniczych.

Przybliżenie się statku LM do statku „Apollo” wymagało uruchomienia silnika napędowego o godzinie 1 minut 34 w dniu 23 maja w celu zwiększenia prędkości, a następnie o godzinie 2 minut 32 w celu zmniejszenia prędkości w sąsiedztwie statku „Apollo” 10 — w odległości 27 km od niego. Następnie w wyniku subtelnych manewrów statek LM przybliżył się w bezpośrednie sąsiedztwo statku „Apollo”. O godzinie 3 minut 54 statki dzieliło od siebie zaledwie kilka metrów, a o godzinie 4 statki połączyły się ze sobą. Gdyby to się nie udało, ale statki zdołałyby się jednak przybliżyć do siebie na małą odległość, to astronauci mieli możliwość przejścia ze statku na statek bezpośrednio przez przestrzeń kosmiczną. Gdyby jednak statkom w ogóle nie udało się przybliżyć do siebie, to wówczas równoznaczne byłoby to z zagładą załogi statku LM, gdyż statek ten nie miał możliwości samodzielnego powrotu na Ziemię. Operacja połączenia się statków — choć dobrze opanowana w czasie bliskoziemskich lotów orbitalnych — była jednak bardzo trudna i niebezpieczna, gdyż po raz pierwszy odbywała się w tak niezwykłych warunkach — w czasie wokołksiężycowego lotu orbitalnego.

Gdy statki połączyły się ze sobą, astronauci zabrali swój sprzęt naukowy (kamery fotograficzne i filmowe)



5. Statek „Apollo” z połączonym z nim statkiem LM

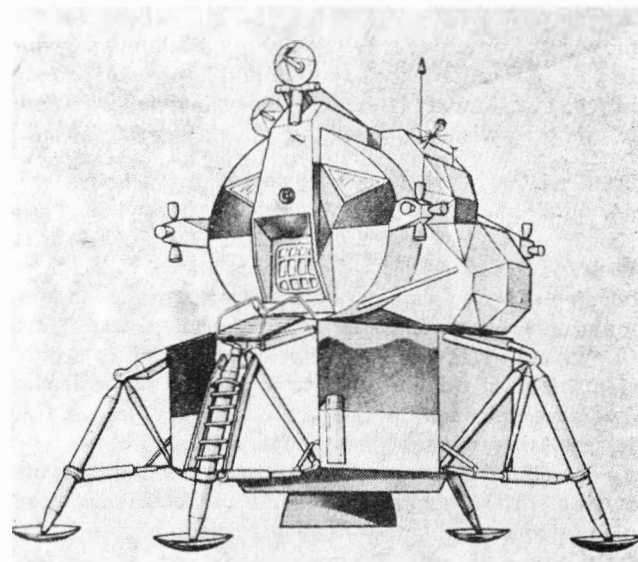
i powrócili do kabiny statku „Apollo”. Następnie statek LM został od statku „Apollo” odczepiony i porzucony, gdyż nie tylko już nie był potrzebny, ale stanowił szkodliwe obciążenie, po czym astronauci uruchomili silnik startowy statku LM, co spowodowało odlot statku w głąb przestrzeni międzyplanetarnej.

Przez jakiś czas statek „Apollo” kontynuował jeszcze samodzielną lot wokół Księżyca wykonując ogółem 32 okrążenia. Pod koniec orbita statku „Apollo” była elipsą, której periselenium znajdowało się na wysokości 98 km, a aposekenium na wysokości 127 km.

24 maja o godzinie 11 minut 25, gdy statek leciał poza Księżycem, włączony został na 2 minuty i 44 sekundy silnik członu rakietowego, w wyniku czego prędkość lotu statku wzrosła o 1,1 km/s, co umożliwiło odlot ku Ziemi.

Najpierw oddalał się on od Księżyca z prędkością malejącą wskutek hamującego oddziaływania jego przyciągania. Jednak po wylocie ze strefy dominującego oddziaływania grawitacyjnego Księżyca prędkość statku zaczęła rosnąć pod wpływem przyciągania Ziemi. 26 maja po południu statek zbliżył się do Ziemi i wówczas astronauci dokonali ostatniej korektury kierunku

6. Szczegóły budowy statku księżycowego LM. Wyraźnie widoczny jest podział statku na część dolną, hamującą, która pozostaje na Księżycu, i część górną, startową, która powraca z astronautami do krążącego po orbicie księżycowej statku „Apollo”



i prędkości lotu, aby wlecieć do ziemskiej atmosfery na odpowiedniej wysokości i pod odpowiednim kątem. Następnie kabina „Apollo” została odczepiona od członu raketowego i obrócona swą wypukłą i opancerzoną podstawą w kierunku lotu. Wlot do atmosfery nastąpił o godzinie 17 minut 39 z prędkością 11 km/s. Maksymalne opóźnienia, jakie wystąpiły w czasie hamowania aerodynamicznego miały wartość 7 g. Wodowanie na spadochronach na Oceanie Spokojnym koło wysp Samoa nastąpiło o godzinie 17 minut 52. Statek opadał wówczas z prędkością zaledwie 10 m/s. Ogółem statek „Apollo” 10 przebył odległość 1 126 000 km.

Jako ostatnia próba przed planowanym na drugą połowę lipca pierwszą załogową wyprawą na powierzchnię Księżyca, lot statku „Apollo” 10 miał nader ważne znaczenie. Podkreślić przy tym trzeba, że odbył się on niemal bez awarii i zakłóceń, a dokładność nawigacji była tak duża, że można było zrezygnować z niektórych z siedmiu planowanych korektur kierunku i prędkości lotu i poprzestać w istocie rzeczy tylko na dwóch takich korekturach.

Obok niesłuchanie ważnego aspektu techniczno-nawigacyjnego lotu statku „Apollo” 10 bardzo duże znaczenie miało także to, że załoga statku LM 10 przeprowadziła rozpoznanie z małej odległości przewidywanego rejonu lądowania i wykonała wiele jego fotografii — zwykłych i filmowych, na taśmach czarno-białych i barwnych.

Wbrew informacjom prasowym nie należy mniemać, że lot statku „Apollo” 10 rozwiązał absolutnie wszystkie problemy i że wyprawa na powierzchnię Księżyca mieć już będzie charakter tylko swego rodzaju „spaceru”. Bardzo niepokojąca jest bowiem opinia obu astronautów, że tylko 25 do 30% powierzchni tego najlepszego — wyselekcjonowanego rejonu — nadaje się do lądowania statku LM. W czasie wyprawy na powierzchnię Księżyca astronautów czekać będzie więc trudne i denerwujące zadanie szybkiego wybrania w ostatniej chwili nadającego się do lądowania miejsca i bezbłędnego skierowania ku niemu lądującego statku LM.

Interesujące są wyniki naukowe lotu. Astronauci ze statku „Apollo” 10 odkryli na przykład przynajmniej dwa czynne wulkany na powierzchni Księżyca. Tym samym obalono zostało kolejne nader rozpowszechnione popularne prasowe wyobrażenie, że Księżyc jest ciałem całkowicie wygasłym. Nie od rzeczy jest tu przypomnieć, iż wielu selenologów od lat wykazywało, że pogląd ten nie jest słuszny, a pod koniec 1958 r. wybitny astrofizyk radziecki N. Kozyriew wykrył przez teleskop zjawisko wulkaniczne w kraterze Alfons.

Drugie istotne odkrycie dokonane przez załogę statku „Apollo” 10 stanowiło stwierdzenie, że powierzchnia Księżyca nie jest jednorodna, ale wyraźnie daje się dostrzec, że różne jej rejony mają nieco różniące się od siebie barwy, co pozwala wyrazić mniemanie, że mają one różnorodną strukturę mineralogiczną. Warto tu zwrócić uwagę, iż zjawisko to zostało odkryte przez ziemskich selenologów już w ubiegłym stuleciu, choć ówczesne teleskopy i metody obserwacyjne nie były jeszcze tak doskonale jak obecnie. Stanowi to wymowny dowód tego, jak wielkim nieporozumieniem jest niezwykłe rozpowszechnione obecnie niedocenianie osiągnięć astronomii z przedastronautycznego okresu badań. Duże znaczenie ma także biomedyczny wynik lotu,

*Termin nadsyłania
deklaracji uczestnictwa
w KONKURSIE*

TECHNIKA LOTNICZA W DWUDZIESTOPIĘCIOLECIU PRL

ogłoszonym w numerze lipcowym „Techniki Lotniczej i Astronautycznej” oraz w numerze 32 z 10.8. br. „Skrzydlatej Polski” został przedłużony

do dnia 30 listopada 1969 r.

Pisemne zgłoszenia uczestnictwa w Konkursie w kopercie z napisem „Konkurs” należy nadesłać do Redakcji miesięcznika „Technika Lotnicza i Astronautyczna”, Warszawa, ul. Czackiego 3/5.

a mianowicie stwierdzenie, że astronauta przetrwali go w doskonałej formie fizycznej i psychicznej.

Astronauci ze statku „Apollo” 10, podobnie jak ich poprzednicy ze statku „Apollo” 8, nie ograniczyli się tylko do ustnych relacji i do wykonywania fotografii, ale przeprowadzili także ze statku wiele transmisji telewizyjnych, posługując się przy tym w odróżnieniu od swych poprzedników telewizją barwną. Wobec tego, że w razie ewentualnego nieudania się powrotu kabiny „Apollo” 10 na Ziemię, transmisje te stanowiłyby jedyny obrazowy wynik wyprawy, nie można im oczywiście odmówić wartości.

Pomyślny lot statku „Apollo” 10 pozwala mieć nadzieję, iż również lot statku „Apollo” 11, w czasie którego ma być zrealizowane lądowanie na Księżycu, będzie udany. Statek „Apollo” 11 ma wystartować z Ziemi 18 lipca z załogą złożoną z Neila Armstronga, Edwina Aldrina i Michaela Collinsa, a 20 lipca dwaj pierwsi astronauta mają wylądować na powierzchni Księżyca o godzinie 19 minut 22.

Gdy artykuł ten ukaże się w druku, będzie więc już zapewne po pierwszej wyprawie ludzi na Księżyc — wyprawie, której przygotowanie zajęło 10 lat wysiłków i kosztowało 25 mld dolarów.

Orbitalne obserwatorium astronomiczne OAO-2

629.19:521.6

Krótko opisano budowę pierwszego na świecie amerykańskiego orbitalnego obserwatorium astronomicznego OAO-2, szczegółowo omówiono zadania, jakie ma ono wykonać i przedstawiono sposób przeprowadzania przez obserwatorium badań ciał niebieskich. Podkreślono znaczenie obserwacji ciał niebieskich z krążącego ponad atmosferą ziemską satelity.

7 grudnia 1968 r. wystrzelono z Cape Kennedy orbitalne obserwatorium astronomiczne OAO-2 (Orbiting Astronomical Observatory). Natychmiast po wprowadzeniu obserwatorium na wokółziemską orbitę kołową o wysokości 772 km rozwinął się na zewnątrz satelity układ ogniw słonecznych, a w dwa dni później, tj. 9 grudnia, po zakończeniu prób zdatowności technicznej, uruchomiono na nim 6 teleskopów do śledzenia gwiazd. Pełna rozpiętość obserwatorium z układem ogniw słonecznych wynosi 6,4 m, długość 3,05 m, przekrój poprzeczny jest 6-kątny, a podłużny — prostokątny. Pochylenie płaszczyzny orbity względem płaszczyzny równika wynosi 35°. OAO-2 jest jak dotąd najcięższym i najbardziej skomplikowanym, amerykańskim wokółziemskim satelitą badawczym. Ma on ciężar 1996 kG. Jest to drugie obserwatorium z serii składającej się z czterech satelitów do przeprowadzania badań ciał niebieskich sponad atmosfery ziemskiej. Pierwsze obserwatorium, tzn. OAO-1, wystrzelono 8 kwietnia 1966 r., ale nie uzyskano od niego żadnych informacji wskutek uszkodzenia w aparaturze. Obserwatorium OAO-2 zamierzano początkowo wprowadzić na orbitę 12 lipca 1968 r., jednakże przesunięto termin z powodu nieprzewidzianych usterek w rakiecie nośnej „Atlas-Centaur”. Start OAO-3 jest przewidziany jeszcze w bieżącym roku, zaś OAO-4 w 1970 r. Koszt OAO-2 wyniósł 75 milionów dolarów.

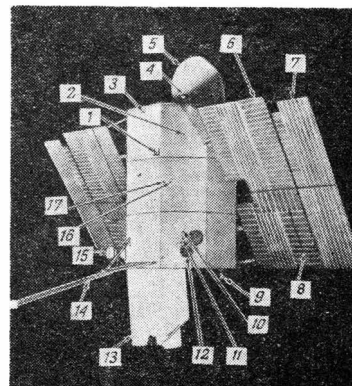
Zadaniem OAO-2 są badania: promieniowania nadfioletowego z gwiazd naszej Galaktyki, pyłu międzygwiazdowego, planet naszego układu słonecznego oraz niektórych gwiazd galaktyk sąsiednich, w tym galaktyki M 31. Jak podaje J. Gadomski w swoich „Obrazach Nieba”, galaktyka M 31, gdzie „M” oznacza katalog Ch. Messiera z 1784 r., jest to olbrzymia galaktyka typu spiralnego, przynależna do gwiazdozbioru Andromedy i znajduje się na peryferiach sąsiedztwa innych galaktyk z naszą, zaś Bernhard, Bennett i Rice w swoim „New Handbook of the Heavens” opisują ją jako wspianiałą, najjaśniejszą mgławicę spiralną na niebie, którą można dojrzeć, wprawnym okiem nieuzbrojonym, w postaci mglistej „gwiazdy” (przy. tł.).

Znaczenie OAO-2 jest wyjątkowe, gdyż jako pierwsze obserwatorium w historii może ono zapewnić ciągłą obserwację ciał niebieskich w świetle promieniowania nadfioletowego. Atmosfera ziemska jest nieprzenikliwa dla większości długości fal elektromagnetycznych, gdyż istnieją dla nich zaledwie dwa „okna”: jedno dla fal świetlnych widzialnych o długości od 3500 do 7000 Å, czyli od $3,5 \times 10^{-5}$ do 1×10^{-5} cm, wykorzystywanych od 350 lat w astronomii optycznej, oraz drugie — dla fal o długości od 1 cm do 100 m, używanych w radioastronomii, która zorientowała astronomów, że obser-

wacja promieniowania podczerwonego i nadfioletowego z gwiazd może przyczynić się do dalszych odkryć. Jak dotąd, przeprowadzano tego rodzaju obserwacje przy użyciu raket-sond, przy czym w przeciągu 15 lat nagromadzono w 40 lotach zaledwie 3-godzinne dane ze 150 gwiazd, gdy tymczasem OAO-2 jest w stanie w jednym dniu zebrać dwa razy więcej informacji, i do tego od gwiazd o mniejszej jasności. Jednym ze szczególnie ważnych zadań jest badanie bardzo młodych gwiazd. Niektóre z nich wyglądają jakby spowite chmurami gazów, jak to ma miejsce w mgławicy Orion. Temperatura na ich powierzchni dochodzi do 50 000°C i w następstwie tego wysyłają one o wiele silniejsze promieniowanie nadfioletowe aniżeli świetlne, widzialne. Niektóre z tych gwiazd nie są starsze aniżeli 20 000 lat.

Poszczególne zadania obserwatorium OAO-2 są następujące:

● badanie gwiazd o masie przewyższającej stokrotnie masę Słońca. Według obliczeń takie gwiazdy są niestałe i powinny dawać „wybuchy” jasności jak gwiazdy supernowe, których blask wzrasta się do kilkuset milionów razy,



Orbitalne obserwatorium astronomiczne OAO-2
1 — antena, 2 — pierwszy teleskop, 3 — główna regulacja minusowego odchylenia obserwatorium od wymaganego kierunku przy wykorzystaniu silnika o dużym ciągu, 4 — główna regulacja minusowego odchylenia obserwatorium od wymaganego kierunku przy wykorzystaniu silnika o małym ciągu, 5 — trzeci teleskop, 6 — osłona przeciwsłoneczna przodu obserwatorium, 7 — pręt bezwładnościowy, 8 — piąty teleskop, 9 — główna regulacja plusowego przechylenia obserwatorium wokół osi podłużnej przy wykorzystaniu silnika o dużym ciągu, 10 — główna regulacja plusowego przechylenia obserwatorium wokół osi podłużnej przy wykorzystaniu silnika o małym ciągu, 11 — antena, 12 — wtórna regulacja plusowego odchylenia obserwatorium od wymaganego kierunku przy wykorzystaniu silnika o dużym ciągu, 13 — zatrask dla pręta bezwładnościowego, 14 — drugi teleskop, 15 — osłona przeciwsłoneczna tyłu obserwatorium, 16 — główny układ ogniw słonecznych, 17 — pomocniczy układ ogniw słonecznych

PRZYSZŁOŚĆ SZYBOWCÓW ZAWODNICZYCH

- oznaczenie temperatur na powierzchniach młodych gwiazd w celu określenia ich wieku,
- oznaczenie zawartości helu w gwiazdach, aby określić procesy jądrowe, jakie w nich przebiegają,
- badania czerwonych gwiazd-olbrzymów, które w ostatnich fazach przeobrażania zużyły większość swojego wodoru,
- porównywanie składu chemicznego gwiazd różnego typu,
- wyjaśnienie pochodzenia gwiazd ostatnio powstałych oraz rozeznanie ich procesu ewolucyjnego i struktury,
- wykrywanie nowych klas ciał niebieskich, które mogą być jaśniejsze w świetle nadfioletowym aniżeli dzisiejsze teorie przewidują,
- badanie rozrzedzonej materii międzygwiazdowej, która przenika poprzez przestrzeń kosmiczną i określenie jej zdolności absorpcyjnej w celu oszacowania gęstości tej materii,
- pomiary wiatrów protonowych (podobnych do wiatrów słonecznych), których natężenie z pewnych gwiazd bywa od miliona do tysiąca milionów większe aniżeli natężenie wiatru od Słońca,
- badanie bardzo młodych gwiazd w innych galaktykach,
- przeprowadzenie obserwacji, które pomogłyby w syntetyzowaniu modeli struktur gwiazdowych,
- określenie koloru i rozmieszczenia gwiazd niezwykłych.

W tym celu wyposażono OAO-2 w dwie aparaty doświadczałne. Jedną z nich dostarczyło obserwatorium Smithsonian Astrophysical Observatory, a drugą — Uniwersytet Wisconsin. Za pomocą aparaty Smithsonian będą przeprowadzane codzienne przeglądy 700 gwiazd dla sporządzenia pierwszej szczegółowej mapy promieniowania nadfioletowego, zaś przy użyciu aparaty Wisconsin będą badane szczegółowo wybrane gwiazdy przez dłuższe okresy czasu. Obie aparaty dopełniają się nawzajem w taki sposób, że po odkryciu szczególnie ciekawego ciała niebieskiego pierwszą aparaturą, będzie przejmować je druga aparatura, aby przeprowadzać dalsze, bardziej drobiazgowo obserwacje.

Obie aparaty mieszczą się w centralnym cylindrze obserwatorium o średnicy 1,22 m i są skierowane w przeciwnych do siebie kierunkach. Powodzenie akcji zależy od zdolności nakierowywania aparatów doświadczałnych na z góry wybrane cele i dlatego układ sterowania obserwatorium należy do najnowocześniejszych.

Do wyznaczenia obserwacji w danym kierunku normalnie wystarczają dwa teleskopy śledzące, jednakże ze względu na ewentualność zasłaniania gwiazd przewodnich przez Ziemię obserwatorium musi posiadać 6 teleskopów. Poza tym taka ich ilość uwielokrotnia możliwości techniczne OAO-2. Przelicznik obserwatorium może magazynować 256 poleceń, czyli o wiele więcej aniżeli innych amerykańskich bezzałogowych statków kosmicznych. Specjalne znaczenie przypisuje się kodowaniu informacji na pokładzie OAO-2 w taki sposób, aby dla odciążenia odbiorczych stacji naziemnych możliwie zmniejszyć ilość nadawanych sygnałów z obserwatorium.

Wg „OAO in operation”, Flight International, 6 February 1969 oraz „OAO-2 finelly flies”, Flight International, 19 December 1968

opracował Stefan M. Kołodyński

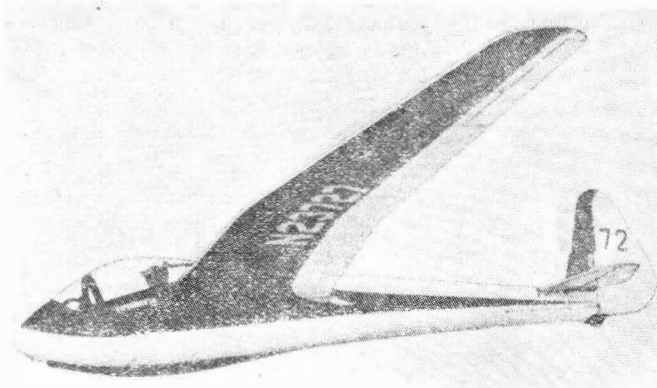
Artykuł omawia postęp, jaki dokonuje się w dziedzinie budowy szybowców wyczynowych — wyrażający się przez tendencje rozwojowe klasy standard oraz kierunki rozwoju koncepcji, aerodynamiki i konstrukcji szybowców wysokowyczynowych. Został także poruszony problem wysokowyczynowego szybowca dwumiejscowego i zagadnienie stosowania jako szybowców zawodniczych konstrukcji eksperymentalnych oraz seryjnych. Przedstawione zostały również tendencje rozwojowe w dziedzinie wyposażenia szybowców.

629.135.15—482

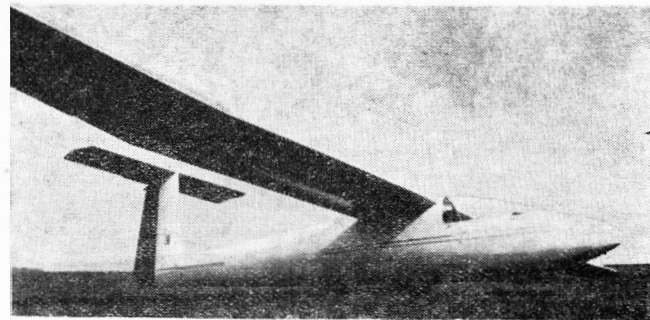
Szybowce biorące udział w szybowcowych mistrzostwach świata są w pierwszym rzędzie szybowcami zawodniczymi. Rozwój tych szybowców jest wypadkową idei konstrukcyjnych, możliwości wykonawczych i przepisów obowiązujących szybowce zawodnicze. Większość szybowców wysokowyczynowych powstaje z myślą o udziale w szybowcowych mistrzostwach świata. Najbardziej udane z tych konstrukcji częstokroć wchodzi do produkcji seryjnej stając się następnie, jak „Mucha” Standard, „Foka”, Ka-6 czy Standard „Austria” masowym sprzętem wyczynowym w aeroklubach.

Tendencje rozwojowe klasy standard

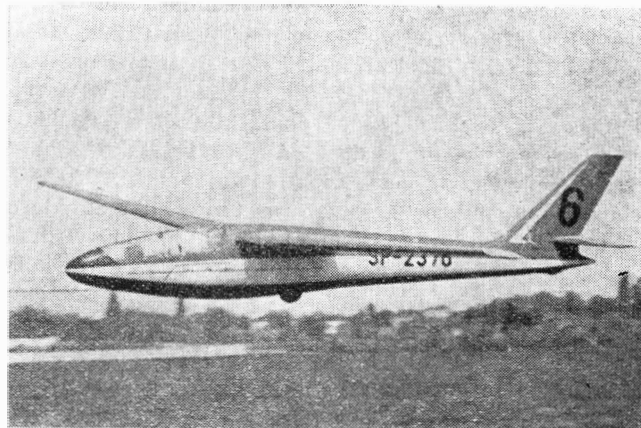
Klasa standard jest jedyną klasą szybowców zawodniczych obwarowaną licznymi wymaganiami. Idea tej klasy wywodzi się z konkursu na monotyp olimpijski rozegranego w marcu 1939 r. w Mediolanie, gdzie zwyciężyła „Meise-Olympia” H. Jacobsa, a drugie miejsce zajął „Orlik Olimpijski” A. Kocjana. Wczesne wymagania brzmiały „3 × 15”, tzn. rozpiętość 15 m, powierz-



1. „Orlik Olimpijski” A. Kocjana z 1939 r., jeden z prekursorów klasy standard. Na zdjęciu egzemplarz używany w 1966 r. w USA



2. SZD-30 „Pirat” — najlepszy w obecnej dobie szybowiec treningowo-wyczynowy klasy standard



3. SZD-24 „Foka” szybowiec zawodniczy klasy standard w latach 1960—1965

fol. E. Margański

chnia nośna 15 m² i wynikające z tego wydłużenie — 15. Niedojście do skutku olimpiady w 1940 r. w Helsinkach przekreśliło ideę jednolitego typu szybowca dla wszystkich zawodników i udział szybownictwa w olimpiadach. Do koncepcji tej już nie powracano — traktując ją jako nie do przyjęcia dla większości krajów. Natomiast myśl budowy szybowca „3 × 15” podejmowana była po wojnie przez różnych konstruktorów. W Polsce jej wyrazem był szybowiec IS-2 „Mucha” (1948 r.).

Rozgrywane co dwa lata od 1948 r. szybowcowe mistrzostwa świata (historycznie rzecz biorąc za I Mistrzostwa Świata uważa się Międzynarodowe Zawody Szybowcowe w Röhn w 1937 r.) wskazywały na konieczność dania równych szans również tym krajom, których nie stać na coraz droższe i bardziej skomplikowane szybowce wysokowyczynowe, zwane orchideami. W wyniku tego doszło do powstania klasy standard. Była to koncepcja pokrewna do koncepcji monotypu, lecz znacznie szersza. W 1956 r. ustalono, że od 1958 r. szybowcowe mistrzostwa świata będą rozgrywane w klasie standard i w klasie otwartej. Głównymi wymaganiami klasy standard są taniłość i prostota, rozpiętość poniżej 15 m, podwozie stałe, brak klap i zmiennego w locie balastu (np. wodnego), hamulce aerodynamiczne ograniczające dopuszczalną prędkość nurkowania oraz bezpieczna charakterystyka przeciągnięcia i sygnalizacja przeciągnięcia. Wymagania te miały zagwarantować tworzenie szybowców nadających się do powszechnego użytku w aeroklubach. Spośród tych wymagań nie wszystkie wytrzymały próbę czasu. Za szczególnie trafny należy uznać wybór rozpiętości, gdyż rzeczywistość jest to złoty środek, jeśli chodzi o szybowce treningowo-wyczynowe dla aeroklubów.

Dla podkreślenia, które szybowce najlepiej odpowiadają duchowi klasy standard, OSTIV ustanowił konkurs na szybowiec tej klasy, rozgrywany przy okazji każdego mistrzostwa świata. Niestety, trudności w obiektywnej ocenie nie zawsze pozwalają na przyznanie nagrody szybowcom najbardziej do tego predestynowanym.

Założeniem klasy standard było budowanie szybowców prostych i tanich. Natomiast zupełnie oczywiste tendencje poszczególnych krajów do zajęcia najlepszego miejsca na mistrzostwach świata dość szybko doprowadziły do tego, że szybowce klasy standard stały się drogie i skomplikowane. Było to wynikiem pogoni za wysoką doskonałością i płaską biegunową — uzyski-

waną w drodze stosowania profili laminarnych i skrupulej (przekładkowej, wielopodłużnicowej, a ostatnio laminatowej) konstrukcji skrzydła.

Klasa standard niewątpliwie spełniła jedno dość zasadnicze zadanie. Wykazała, że niezbyt skomplikowany szybowiec o rozpiętości 15 m jest bardzo dobrym szybowcem wyczynowym, zajmującym niekiedy w zawodach nawet lepsze miejsce od 17—19-metrowych superorchidei. Doświadczenia wykazują równocześnie, że szybowce o mniejszej rozpiętości niż 15 m nie mają dostatecznych osiągnięć jako szybowce wyczynowe.

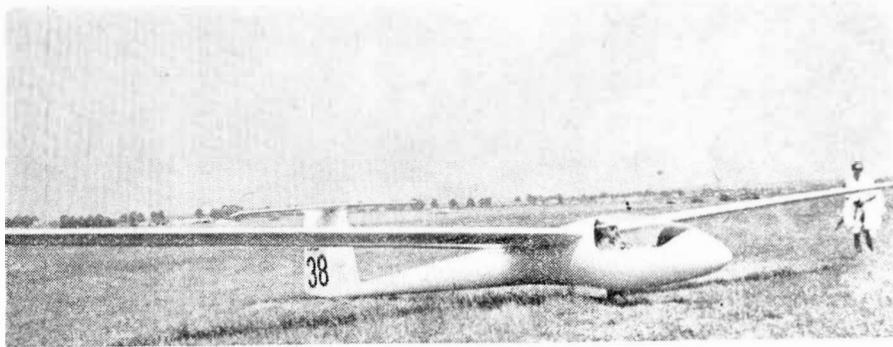
Należy się zastanowić, czy istnienie klasy standard jest dziś pożyteczne. Kryteriami oceny, czy klasa standard nadal sprzyja rozwojowi szybownictwa i czy ma duże perspektywy mogą być odpowiedzi na następujące pytania:

— Czy nowe szybowce standard na mistrzostwa świata są budowane w duchu tej klasy, czy też jako swoistego rodzaju orchidee?

— Czy aerokluby kupują przede wszystkim klasyczne szybowce standard, czy też szybowce odbiegające od regulaminu tej klasy?

Na pierwsze pytanie częściowo odpowiedziano już wyżej. Należy jednak dodać, że współczesne czołowe szybowce wyczynowe tej klasy, choć są skomplikowane, jednak nie są orchideami, gdyż są budowane seryjnie dla aeroklubów („Foka” ponad 200 szt., „Phoebus” ponad 100 sztuk).

Odpowiedź na drugie pytanie dał H. Zacher w swym referacie na XI Kongresie OSTIV w Lesznie 1968 r. Wskazał on na fakt, że obecnie coraz większym zaintere-



resowaniem cieszą się szybowce 15-metrowe wyposażone w kłapy i w chowane podwozie. Przykładami mogą być: Glasflügel „Libelle” zbudowana w przeszło 50 egz., z czego tylko kilka (na mistrzostwa) w wersji standard, „Phoebus”, który początkowo był produkowany w wersji standard, a od roku też jako „Phoebus”B z chowanym podwoziem, szwajcarski „Elfe”S-3, którego zbudowano 10 egz., w tym tylko kilka standard na mistrzostwa, oraz „Diamant” 15 zbudowany w liczbie 15 szt. Przyczyna zainteresowania chowanym kółkiem jest dość prosta. Szybowiec ze stałym kółkiem musi mieć kąt zaklinowania skrzydła dostosowany do startu, a nie do lotu na maksymalnej doskonałości, co w połączeniu z oporami wystającego koła daje stratę na doskonałości rzędu 2 jednostek (np. 36 zamiast 38). Warto zauważyć, że koszt chowanego podwozia i prostych kłap (nie Fowlerów) nie jest wysoki. Np. cena szybowca „Phoebus”A wynosi 5000 dol., „Phoebus”B — 5250 dol., czyli cena chowanego podwozia powiększa cenę szybowca o 5% (250 dol.). Cena „Libelle” Standard wynosi 4500 dol., zaś „Libelle” — 5500, tzn. koszt kłap i chowanego podwozia jest rzędu 12% ceny szybowca. Z powyższych danych wynika, że aerokluby odczuwają zapotrzebowanie nie tylko na tańsze szybowce wyczynowe w wersji standard, lecz także na nieco droższe, lecz w zamian o lepszych osiąгах. Spośród sugestii na temat tanich kłap proponowane było na kongresie OSTIV w 1968 r. uznanie np. hamulców aerodynamicznych na krawędzi spływu mogących spełniać, przy mniejszych wychyleniach, rolę kłap. Rozwiązanie to zostało zastosowane np. na szybowcu „Squale”.

Można obecnie spotkać głosy, że klasa standard jest przeżytkiem, iż niepotrzebnie krępuje ona konstruktorów oraz, że najlepsze wyczynówki klasy standard mało się różnią od superorchidei klasy otwartej. W tym podejściu kryje się jeden zasadniczy błąd. Likwidacja klasy standard uniemożliwiłaby udział w mistrzostwach krajom o mniej zamożnym szybownictwie — z przyczyn finansowych. Szybowce „Foka” czy Ka-6E kosztują po około 3200 dol., a szybowce laminatowe „Libelle” Standard i „Phoebus” A — 4500 dol. i 5000 dol. Natomiast szybowce klasy otwartej mają cenę średnio o 50% wyższą („Cirrus” — 7000 dol., „Diamant” 18 — 7750 dol., BS-1b i AS-W12 po 8250 dol.). Jest to argument nie do obalenia na rzecz słuszności istnienia klasy standard.

W tej sytuacji ocena klasy standard wypada następująco:

● klasa standard pomaga w tworzeniu uniwersalnych szybowców wyczynowych jak Ka-6, „Mucha” Standard, „Pirat”, a następnie „Foka”, „Phoebus” itd., które stają się podstawowym sprzętem wyczynowym, a później treningowo-wyczynowym aeroklubów na całym świecie,

● klasa standard, w obecnym sformułowaniu, jako klasa szybowców zawodniczych na mistrzostwa świata nie jest już w pełni słuszna. Od idei szybowca taniego i prostego odeszło się już dość wyraźnie. Istniejące wymagania pod niektórymi względami są ograniczeniami zmuszającymi do dodatkowej gimnastyki w celu uzyskania maksymalnych osiągów. Coraz więcej szybowców zawodniczych tej klasy to konstrukcje laminatowe o nie najniższej cenie, w stosunku do której koszt podwozia jest nieduży. W tej sytuacji ograniczenia dotyczące w szczególności podwozia, a chyba także i kłap stają się anachronizmem.

Należy liczyć się z tym, że zmiana przepisów klasy standard nie może być zbyt gwałtowna, gdyż wymaga czasu na przygotowanie nowych szybowców do mistrzostw. Jednakże pewne ustępstwa na rzecz zdrowego rozsądku powinny nastąpić w możliwie najszybszym terminie.

Jakie są dalsze perspektywy klasy standard? Jeśli jej istnienie będzie zależne od rzetelnej analizy sytuacji, to niewątpliwie nie grozi jej likwidacja. Natomiast możliwe, że w dalszej przyszłości nastąpi zbliżenie klasy standard do koncepcji olimpijskiej, by podobnie jak w żeglarstwie ustalić odpowiednią liczbę parametrów zapewniających w przybliżeniu jednolite osiągi szybowców, a tym samym umożliwiających porównywanie na mistrzostwach umiejętności pilotów, a nie jakości sprzętu.

Przyszłość klasy otwartej

Szybowce klasy otwartej są klasycznymi szybowcami wysokowyczynowymi nie ograniczonymi przepisami. Szybowce te wywodzą się od takich konstrukcji jak „Wien” (1929 r.), „Fafnir” I (1930 r.) czy SG-21 „Lwów” (1931 r.). Szybowce tej klasy mają przeważnie rozpiętość 17 do 19 m. Od 1933 r. stosuje się na nich balast wodny dla zmiany obciążenia powierzchni, od 1936 r. kłapy, hamulce aerodynamiczne i chowane podwozie, od 1950 r. profile laminarne.

W szybowcach klasy otwartej stosowane są wszelkie ulepszenia techniczne bez większego liczenia się z kosztami. Dlatego cena tych szybowców przekroczyła już 7—8 tys. dol. i nadal stale wzrasta. Obecnie czołówkę w tej klasie stanowią szybowce o doskonałości rzędu 43—45, płaskiej biegunowej (opadanie 1,2 m/s przy 140 km/h), opadaniu 0,52 m/s przy 72 km/h oraz prędkości minimalnej 60 km/h. Choć są one szczytem techniki w dziedzinie budowy szybowców, nie zawsze uzyskiwane przez nie wyniki na mistrzostwach są dużo lepsze od tych, jakie uzyskują szybowce klasy standard.

Przyczyn tego jest kilka. Przede wszystkim szybowce wyczynowe budowane są na określone warunki termiczne o założonych średnich noszeniach (raczej wyż-

szych ze względu na szansę uzyskania dobrych wyników przy lepszych warunkach meteorologicznych). Natomiast na mistrzostwach pogoda jest sprawą przypadku. Większy ciężar w locie i większa rozpiętość, a w szczególności większe obciążenie powierzchni mogą być przyczyną większego promienia krążenia, co zmniejsza ich zalety w ciasnych kominach. Jednakże wbrew pochopnym sądom szybowce klasy otwartej mają zdecydowanie większe możliwości wyczynowe od szybowców klasy standard.

Zdarza się, że szybowce klasy otwartej budowane są jako idealne szybowce rekordowe do lotów odległościowych i szybkościowych, co niewątpliwie jest nieporozumieniem. Różnica między szybowcem zawodniczym i rekordowym jest duża. Warto też zauważyć, że większość rekordów międzynarodowych jest ustalana na szybowcach, które nie są superorchideami, gdyż w poważniejszym stopniu decydują warunki meteorologiczne niż szybowiec.

Tzw. filozofia konstrukcji szybowców klasy otwartej opiera się obecnie na kilku tezach:

1. Szybowiec musi spełniać zarówno warunek płaskiej biegunowej, jak i dobrych własności w krążeniu. Dróg osiągnięcia tego jest kilka:

- najbardziej tradycyjna — przez częściową mechanizację skrzydła (przykład — kłapy Fowlera szybowców „Zefir” 3 i 4 oraz BJ-3),
- wg koncepcji angielskiego szybowca „Sigma”, tzn. przez daleko posuniętą mechanizację skrzydła dającą możliwość powiększenia jego powierzchni o 50%,
- wg koncepcji zachodnoniemieckiego szybowca „Cirrus”, tzn. przez zastosowanie grubego profilu laminarnego bez kłap dającego bardzo dobre własności na małych prędkościach i dostatecznie płaską biegunową (szybowiec taki jest idealny przy słabszych warunkach termicznych),
- przez zmianę zaklinowania całego skrzydła względem kadłuba zamiast wychylania zwykłych kłap.

2. Ze względu na rozwój szybownictwa w różnych częściach świata szybowce muszą być projektowane jako optymalne dla danych warunków meteorologicznych. Brak jest niestety statystycznych badań wielkości średnich noszeń pozwalających na podział świata na szereg stref. Orientacyjnie jest wiadomo, że średnie noszenia w Afryce Południowej i na południu USA są niemal dwukrotnie większe niż w Europie środkowej. Dla bardzo silnych średnich noszeń szybowce muszą mieć maksymalną doskonałość przy dużych prędkościach (np. doskonałość 40 przy 130 km/h, jak szybowiec BJ-3).

3. Duże użytkowe prędkości przeskoku powodują, że wejście szybowca w noszenia ma charakter dość gwałtowny, a stąd wymiarującą wielkością staje się prędkość dopuszczalna w burzliwej atmosferze, a nie w atmosferze spokojnej, jak dla dawniejszych szybowców. Wzrastają przeto wymagania stawiane szybowcom pod względem aerosprężystości (własności przeciwlatterowe). Wbrew głosom o stałej tendencji do wzrostu prędkości dopuszczalnej szybowców warto zauważyć, iż od trzydziestu lat utrzymuje się ona na poziomie 250 km/h. Wynika to z psychofizycznych możliwości pilota. Im szybciej szybowiec przeleci przez szukane noszenie, tym później pilot zareaguje i tym większy będzie zakręt, czyli tym trudniejsze będzie odnalezienie komina. Oczywiście pociąga to za sobą zwiększenie czasu wycentrowania komina. W naszych warunkach klimatycznych ta prędkość graniczna jest rzędu 200, najwyżej 250 km/h, lecz możliwe, że w warunkach silnych noszeń afrykańskich czy amerykańskich będzie ona mogła być nieco większa. Problem ten



5. PWS-102 „Rekin” — pierwszy polski szybowiec o doskonałości 30 zbudowany w 1939 r.

wygląda nieco inaczej przy przelocie wykonywanym lotem prostym (bez krążenia) pod szlakiem cumulusów, co przy dużej doskonałości szybowca jest dziś możliwe.

Tendencje rozwojowe w dziedzinie aerodynamiki i konstrukcji szybowców idą obecnie w następujących kierunkach:

- stosowania profili laminarnych opracowanych specjalnie dla szybownictwa i pozwalających na uzyskanie doskonałości szybowca rzędu 38—45,
- stosowania konstrukcji skrzydeł o powierzchni zapewniającej wierne utrzymanie profilu i nie deformującej się z upływem czasu. Najlepsze wyniki dają konstrukcje o powierzchni laminatowej,
- indywidualnego wykończenia profilu i powierzchni skrzydeł każdego szybowca przez wielogodzinne (ponad 500, a nawet 1000 godz.) szlifowanie,
- stosowania matowych powierzchni skrzydeł w związku z hipotezą, że krople wody lepiej spływają z takiej powierzchni, a wtedy mniej psują aerodynamikę skrzydła,
- likwidacji wszelkich możliwych do usunięcia szczelin, otworów i przepływów powietrza (np. przepływów przez skrzynkę hamulców aerodynamicznych — przez wykonywanie oddzielnych skrzynek dla płyty dolnej i górnej),
- uszczelniania wszelkich istniejących szczelin,
- usunięcia z przedniej części kadłuba i skrzydła wszelkich źródeł zaburzeń, np. przez umieszczenie dyszy prędkościomierza i anteny radiowej na stateczniku pionowym, likwidację chwytów powietrza itp.,
- stosowania kadłuba laminarnego o małym oporze tarcia, czyli o jajowatym przodzie i smukłej belce ogonowej,
- stosowania usterzenia nie ulegającego uszkodzeniom przy lądowaniu w wysokiej trawie i zbożu, przy czym zamiast usterzenia motylkowego stosowane jest usterzenie o układzie T oraz usterzenie o stateczniku poziomym mocowanym w stateczniku pionowym 15—20 cm powyżej kadłuba. To ostatnie rozwiązanie tylko częściowo spełnia wymieniony warunek,
- stosowania konstrukcji laminatowych przekładkowych z wypełniaczem balsowym lub piankowym i żywicą epoksydową oraz skorupowych konstrukcji laminatowych. Prowadzone są próby stosowania konstrukcji laminatowych podpartych falistymi elementami laminatowymi,
- stosowania dużego koła podwozia głównego pozwalającego na rezygnację z amortyzatorów podwozia; stosowania kółka ogonowego ze względu na częste starty szybowców z lotnisk o betonowych drogach startowych (w krajach, gdzie przeważają lotniska tego rodzaju),
- stosowania rozwiązań konstrukcyjnych o możliwie najprostszej technologii dla zmniejszenia kosztów budowy szybowców.

Na marginesie tych uwag warto zaznaczyć, że na rozwój szybowców klasy otwartej i klasy standard mają też wpływ perspektywy produkcji i zbytu szybowców. Nowe szybowce klasy otwartej są finansowane przez aerokluby narodowe i nieliczne z nich wchodzi do produkcji seryjnej. Natomiast budowa prototypów szybowców standard wiąże się z nadziejami na wyprodukowanie większej, a tym samym dochodowej serii.

Dokończenie w następnym numerze

LOTNISKOWE TŁUMIKI HAŁASU (CZ. I)

W artykule przeanalizowano źródła powstawania hałasu w silnikach odrzutowych, przedstawiono sposoby jego wyciszania oraz opisano i omówiono zasady działania stosowanych obecnie za granicą lotniskowych tłumików hałasu.

W związku z szybkim rozwojem komunikacji lotniczej, z jednej strony, oraz intensywnym rozrostem miast, których zabudowa zbliża się do terenów lotnisk, z drugiej, problem wyciszania hałasu staje się bardzo istotny. Hałas pochodzący z lotnisk powstaje w dwu różnych okolicznościach, a mianowicie: przy starcie i lądowaniu samolotów oraz przy naziemnych próbach silników na samolotach. W pierwszym przypadku pewien stopień wyciszenia pracy silników odrzutowych osiąga się przez stosowanie tłumików integralnie związanych z dyszą silnika. Poziom natężenia hałasu pozostawia się jednak stosunkowo wysoki, aby nie dopuścić do zbyt dużej straty ciągu silnika. W drugim przypadku do zmniejszenia natężenia dźwięku stosowane są tzw. lotniskowe tłumiki hałasu.

Problem wyciszania hałasu powstającego przy hamowaniu silników odrzutowych na terenie lotnisk również i w Polsce nabiera znaczenia (zwłaszcza w przypadku lotniska Okęcie, do którego przylega dzielnica mieszkaniowa) wskutek wprowadzenia do komunikacji lotniczej samolotów z silnikami odrzutowymi.

W polskiej literaturze technicznej problemowi wyciszania hałasu pochodzenia lotniczego poświęcono już kilka artykułów. W pracy [1] omówiono zagadnienie tłumienia hałasu silników tłokowych i odrzutowych oraz opisano konstrukcje tłumików hamownianych. W artykułach [2÷4] przeprowadzono analizę źródeł hałasów pochodzących od silników lotniczych oraz opisano kilka tłumików lotniskowych. Dane dotyczące tłumików pochodzą sprzed kilku lat (1955—61) i nie wyczerpują zagadnienia.

W literaturze obcej w ostatnich latach stosunkowo dużo miejsca poświęcono analizie źródeł hałasu powstającego przy wypływie gorącego strumienia gazu z dyszy, znacznie mniej natomiast — danym dotyczącym lotniskowych tłumików hałasu, będących w eksploatacji. Literatura patentowa dotycząca tego zagadnienia jest jednak bogata, zwłaszcza dużo patentów udzielono w USA, Anglii i NRF.

Podstawy teoretyczne budowy tłumików

Zagadnieniom powstawania hałasu przy wypływie swobodnego strumienia gazu do otoczenia poświęcono liczne prace teoretyczne i doświadczalne. Przeprowadzono je głównie w związku z rozwojem napędów odrzutowych. Uzyskane na tej drodze wyniki nie mogą być jednak wyłączną podstawą do praktycznych rozwiązań urządzeń stosowanych do ograniczania hałasu wywołanego pracą silników odrzutowych, wytyczając jednak pewne ogólne kierunki możliwości wyciszania hałasu.

Hałas powstający w wyniku pracy silnika odrzutowego ma dwa źródła wzbudzenia:

- turbulentny przepływ przez silnik (wzbudzenie w wentylatorze, sprężarce, komorze spalania i turbinie),
- turbulente mieszanie strumienia wypływającego z dyszy z powietrzem atmosferycznym.

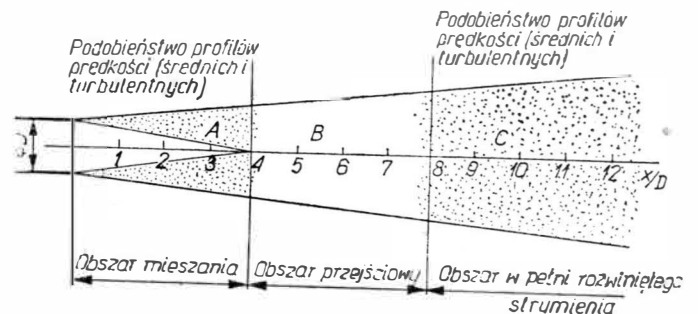
Hałas wzbudzony turbuletnym przepływem przenosi się do otaczającej atmosfery przez „promieniowanie” dźwięku przez powierzchnie silnika, rozprzestrzenianie się fal akustycznych oraz — w głównej mierze — unoszenie przez strumień wypływający z dyszy. Moc akustyczna tego hałasu W jest proporcjonalna do szóstej potęgi prędkości wypływu z dyszy [6]:

$$W \sim u^6 \quad (1)$$

Turbulente mieszanie zachodzi w pierścieniowym obszarze otaczającym jądro wypływającego strumienia, zaznaczonym na rys. 1. Wzbudzenie hałasu w tym obszarze wywołane jest następującymi bodźcami [1]: a) siłami wewnętrznymi związanymi ze zmianą ilości ruchu poszczególnych elementów gazu, b) deformacją elementów gazu w wyniku ścinającego działania pulsujących par sił wymienionych w pkt. a), c) gradientami ciśnienia wywołanymi obecnością pulsujących sił i powodującymi lokalne nieustalone zgęszczenia i rozrzedzenia, tzw. dylatacje. Wymienione mechanizmy wzbudzają hałas, którego moc akustyczna dW z elementu objętości dV jest wyrażona następującym związkiem [7]:

$$dW \sim \rho \frac{(\bar{u}^2)^4}{a^5 L} dV \quad (2)$$

gdzie ρ jest gęstością otoczenia, a — prędkością dźwięku w otoczeniu, L — efektywną skalą turbulencji, \bar{u}^2 — średnią kwadratową pulsacją turbulentną. Przyjmując następnie, że $\bar{u}^2 \sim U^2$ dla strumienia jako całości, $dV \sim D^3$ oraz zakładając, że skala turbulencji jest proporcjonalna do wymiaru dyszy, $L \sim D$, otrzymuje się równanie wyprowadzone przez Lighthilla (przy założeniu



zeniu turbulencji izotropowej), obowiązujące przy poddźwiękowym wypływie z dyszy do nieruchomego otoczenia:

$$W \sim \rho D^2 U^8 / a^5 = K \frac{\rho}{a^5} U^8 \cdot A$$

gdzie $A = \frac{\pi D^2}{4}$ lub $\pi D^2/4$ * (3)

Z równania tego wynika ważny wniosek, że moc akustyczna wypromieniowanego hałasu jest zależna od ósmej potęgi prędkości wypływającego strumienia, a więc bardzo silnie zależy od tej prędkości. Doświadczalnie wyznaczona wartość współczynnika proporcjonalności K wynosi [6]: $K = 3 \times 10^{-5}$.

Istotnymi zagadnieniami pozostają: rozkład mocy akustycznej wypromieniowanego dźwięku wzdłuż osi dyszy w funkcji odległości od jej przekroju wylotowego oraz rozkład mocy akustycznej przypadający na określone pasma częstotliwości. Zagadnienia te zostały rozwiązane przez Ribnera [7, 8]; w niniejszym artykule ograniczono się tylko do podania wyników.

W obszarze za dyszą rozróżnić można trzy obszary, w których rozkład dW/dx opisany jest odmienną funkcją (rys. 1):

- a) obszar A — obejmujący pierścieniowy obszar mieszania, otaczający jądro strumienia potencjalnego
- b) obszar B — obszar przejściowy
- c) obszar C — obszar w pełni rozwiniętego strumienia.

W obszarze A rozkład mocy akustycznej nie zależy od odległości od wylotu dyszy x :

$$\frac{dW}{dx} \sim \frac{\rho U^8 D}{a^5} \quad (4)$$

Jest to tzw. „prawo x^0 ”.

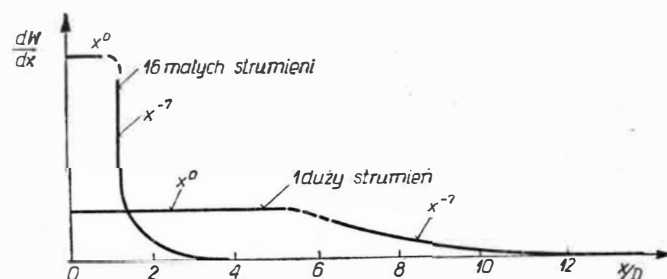
W obszarze C rozkład mocy b. silnie maleje ze wzrostem odległości od przekroju wylotowego dyszy, a mianowicie:

$$\frac{dW}{dx} \sim \frac{\rho U^8 D^8}{a^5} \cdot x^{-7} \quad (5)$$

Jest to tzw. „prawo x^{-7} ”.

W obszarze B rozkład jest pośredni i nie został opisany żadną zależnością funkcyjną.

Rozkłady dW/dx w funkcji x/D zostały podane na rys. 2 dla dwu dysz, z których jedna ma średnicę D , a druga została podzielona na 16 mniejszych dysz o średnicach $D/4$ (ciąg w obu przypadkach jest ten sam).



2

Z powyższych rozważań wynikają b. istotne wnioski: 1) główna część mocy akustycznej hałasu zostaje wyprodukowana w obszarze A o długości ok. 8 średnic dyszy,

- 2) w przypadku rozczłonkowania strumienia na n mniejszych o tym samym polu przekroju poprzecznego w płaszczyźnie $x=0$ i tym samym ciągu całkowitym, maksimum dW/dx zwiększy się \sqrt{n} -krotnie w porównaniu ze strumieniem pojedynczym, a długość obszaru, w którym $dW/dx = \text{const}$ zmaleje \sqrt{n} -krotnie,
- 3) w przypadku rozczłonkowania strumienia na n

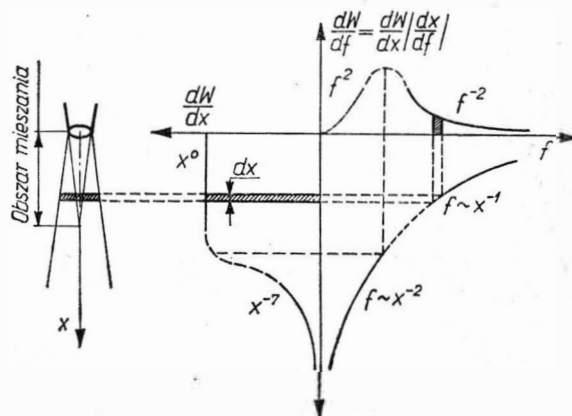
mniejszych skala turbulencji ($L \sim D$) zmniejsza się \sqrt{n} -krotnie, co powoduje przesunięcie widma częstotliwości hałasu w kierunku większych częstotliwości ($f \sim U/L$).

Rozkład mocy akustycznej przypadającej na określone pasma częstotliwości w rozpatrywanych obszarach określić można z równań (4) i (5) przyjmując, że element strumienia o długości dx emituje fale akustyczne o jednej częstotliwości. Zakładając $f \sim U/x$ w obszarze mieszania i $f \sim U \cdot D/y^2$ — z uwagi na dynamiczne podobieństwo — w pełni rozwiniętym strumieniu, otrzymuje się:

$$\frac{dW}{dx} \sim \frac{\rho U^9 D}{C} f^{-2} \text{ w obszarze mieszania} \quad (6)$$

$$\frac{dW}{dx} \sim \frac{\rho U^5 D^5}{C} f^2 \text{ w obszarze rozwiniętego strumienia.}$$

Ilustrację zależności [6] podano na wykresie dW/df w funkcji częstotliwości f (rys. 3). Wynika stąd, że moc



3

akustyczna emitowana w obszarze położonym bliżej wylotu dyszy (obszarze mieszania) rośnie od zera ze wzrostem częstotliwości, podczas gdy w obszarze położonym w większej odległości od wylotu dyszy (obszarze rozwiniętego strumienia) moc akustyczna maleje ze wzrostem częstotliwości asymptotycznie do zera. Stąd wniosek, że najbardziej energetyczna jest część widma o pośredniej częstotliwości.

Bardzo istotny wniosek uzyskać można jeszcze rozważając mechanizm wzbudzenia hałasu w obszarze mieszania. Energia kinetyczna cząsteczek poruszających się z nie ustaloną w czasie prędkością:

$$v = U + u$$

gdzie U jest stałą prędkością strumienia, a u zmienną w czasie pulsacją turbulentną, przechodzi w energię akustyczną przez człony prawej strony równania:

u^2	$+ 2uU$	$+ U^2$
hałas wywołany turbulencją (self noise)	hałas wywołany naprężeniem ścinającym (shear noise)	

Pierwszy człon jest miarą energii hałasu wzbudzanego turbulencją, drugi — hałasu wywołanego turbulentnym transportem ilości ruchu. Pierwszy rodzaj hałasu charakteryzuje się wielką częstotliwością dźwięku i rozchodzi się we wszystkich kierunkach. Drugi rodzaj hałasu charakteryzuje się małą częstotliwością i kierunkowością (rozchodzi się szybciej w dół i w górę przepływu — „leżąca ósemka”). Wobec łatwego pochłaniania i rozpraszania hałasu o wielkiej częstotliwości przez atmosferę decydujące znaczenie ma hałas wywołany naprężeniami ścinającymi, o małej częstotliwości. Zmniejszenie tego hałasu uzyskać można przez zmniejszenie naprężeń ścinających przez wyrównanie pola prędkości, np. za pomocą eiekcji. W tym przypadku energia strumienia głównego przekazywana jest strumieniowi wtórnemu (zasysanemu) przez przyspieszenie masy tego strumienia.

W aspekcie wykorzystania powyższych rozważań do tłumienia hałasu wywołanego wpływem strumienia gazu z dyszy silnika odrzutowego korzystne jest:

- 1) usytuowanie urządzeń tłumiących jak najbliżej przekroju wylotowego dyszy,
- 2) zmniejszenie prędkości wypływającego z dyszy strumienia, np. przez skierowanie go do dyfuzorowo ukształtowanego kanału lub przez eiekcję powietrza z atmosfery,
- 3) rozszczepienie strumienia głównego na strumienie o mniejszych wymiarach w celu zmniejszenia skali turbulencji i w efekcie przesunięcia widma częstotliwości hałasu w kierunku większych częstotliwości. Hałas o większej częstotliwości łatwo daje się wytłumić w drodze absorpcji oraz tłumić się sam w sposób naturalny w atmosferze na stosunkowo małej odległości od silnika,
- 4) zastosowanie eiekcji powietrza atmosferycznego (ze względu na wymianę pędu i masy między strumieniem pierwotnym i wtórnym).

Konstrukcje urządzeń tłumiących opartych na powyższych zaleceniach mają charakter aktywny (oddziałują na strumień) w przeciwieństwie do konstrukcji, w których wyciszenie hałasu następuje za pomocą absorpcji lub rezonansu.

Techniczne rozwiązania tłumików

W technicznych rozwiązaniach tłumików hałasu wyciszenie hałasu osiągane jest następującymi metodami:

- a) zastosowanie osłon z materiałów dźwiękochłonnych,
- b) zmniejszenie prędkości strumienia i wyrównanie profilu prędkości,
- c) zastosowanie rezonatorów,
- d) mieszanie strumienia z powietrzem zasysanym z otoczenia przez eiekcję,
- e) wtrysk wody do strumienia pierwotnego,
- f) wprowadzenie strumienia do kanałów o charakterze szczelinowym (szczelina obwodowa lub prostokątna).

Najczęściej stosuje się kilka tych metod łącznie. Poniżej zostaną krótko omówione zasadnicze cechy tych metod.

Ad a). Osłony z materiałów dźwiękochłonnych umo-

cowane są na ścianie wewnętrznej zasadniczej części tłumika (cyldrycznej lub stożkowej) na całej jego długości. Poza tym osłony umieszczane są w końcowej części tłumika w jego wnętrzu.

Zadaniem ich jest wytłumienie hałasu o wielkich częstotliwościach. Wykonane są jako kasetonowe (plaster miodu o dużej grubości) [9] lub jako powierzchnie cylindryczne współśrodkowe o środku pokrywającym się z osią tłumika [10, 11, 12].

Ad a i c). Metody wymienione w punktach a) i c) są najczęściej łączone. Energia drgań akustycznych jest pochłaniana przez materiał porowaty i jednocześnie zamieniana na ciepło w wyniku zjawiska rezonansu. Pochłanianie dźwięku o szerokim paśmie częstotliwości może być zrealizowane przez szeregowo połączenie elementów (objętości) o różnej częstotliwości rezonansowej z jednoczesnym wyłożeniem ścian komór rezonansowych materiałem dźwiękochłonnym o odpowiedniej grubości.

Odmianą tej metody jest tłumienie relaksacyjne. Zewnętrznie tłumiki rezonatorowe i relaksacyjne nie różnią się od siebie. W obu przypadkach konieczne jest połączenie kanału głównego z dodatkowymi komorami, ewentualnie wydzielenie takich komór. Jednak gdy tłumik rezonatorowy wymaga wyłożenia ścian komór odpowiedniej grubości materiałami porowatymi (co zmniejsza swobodny przekrój i zwiększa opory przepływu całego tłumika), w tłumiku relaksacyjnym [13] materiały porowate stosowane są tylko w niewielkim stopniu (wyłożony jest nimi wąski kanał łączący przestrzeń główną z wydzieloną objętością). Tłumienie relaksacyjne jest uzyskane przez połączenie głównego kanału tłumika z dodatkowymi objętościami za pomocą kanału o dużym oporze przepływu. Dolna graniczna częstotliwość rezonansowa określona jest przez iloczyn oporu przepływu kanału doprowadzającego i częstotliwości drgań akustycznych dołączonej (lub wydzielonej z kanału głównego) objętości. Dowolna dolna częstotliwość graniczna takiego urządzenia tłumiącego może być uzyskana przez odpowiedni wybór oporu przepływu kanału łączącego, bez specjalnego wymagania odnośnie do minimalnej grubości wyłożenia ścian materiałami dźwiękochłonnymi. Metoda ta jest opatentowana przez firmę Grünzweig und Hartmann AG. [13].

Ad b). W celu zmniejszenia prędkości stosuje się dyfuzory oraz przeszkody stawiane na drodze strumienia [9]. Przeszkody mogą być w postaci krat z drutów żaroodpornych, przesłon z wyciętą dużą liczbą otworów, koszy itp. Przeszkody takie z jednej strony powodują zamianę energii kinetycznej na ciepło, z drugiej zaś — „rozmywają” strumień, co pozwala uniknąć oderwania strumienia przy przepływie w dyfuzorach lub przy skokowych zmianach przekroju.

Decydującym dla wyboru swobodnego pola przekroju tłumika jest prędkość przepływu strumienia gazu. Zbyt duża prędkość:

- 1) zmniejsza efekt tłumienia,
- 2) zwiększa erozję materiałów tłumiących,
- 3) powoduje zbyt duże straty ciśnienia.

Ze względu na właściwości mechaniczne materiałów tłumiących prędkość w przekroju wylotowym tłumika nie powinna wg [10] przekraczać 40 m/s. Prędkości powyżej 100 m/s powodują na nowo wzbudzenie hałasu. Ad d). Chłodne powietrze zasysane z otoczenia miesza się z gorącym strumieniem gazów. Powoduje to zmniejs-

szczenie średniej prędkości i temperatury gazu strumienia głównego oraz zmniejszenie turbulencji o dużej skali [9, 14]. Jednocześnie z ejektorowym wprowadzeniem powietrza do tłumika umieszcza się na drodze strumienia różne przeszkody w postaci siatek, perforowanych stożków itp. Działanie ich polega na zmniejszeniu prędkości strumienia wchodzącego do tłumika i przesunięciu widma natężenia hałasu w kierunku większych częstotliwości, które następnie zostają wytłumione za pomocą absorpcji w dalszej części tłumika.

Ad e). Tłumienie hałasu tą metodą spowodowane jest spadkiem lepkości gazów wylotowych opływających zawieszane w nich wtryskiwane kropelki wody*. Uzyskane zmniejszenie hałasu zależy od takich czynników jak: ilość wody, wymiary i sposób rozprowadzenia kropel, gęstość i lepkość gazów wylotowych, ich średnia prędkość, gradient temperatury itp.

Rozwiązania konstrukcyjne doprowadzania wody polegają na jej wtrysku do strumienia gazów przez otwory w obwodowo lub promieniowo usytuowanych rurach.

Sposób ten stosowany jest najczęściej w przypadku silników z dopalaczami lub silników raketowych, których temperatura gazów wylotowych jest bardzo wysoka ($\geq 2000^\circ$).

Ad f). Strumień gazów wylotowych kierowany jest do szczelinowego kanału dyfuzorowego, mającego najczęściej przekrój pierścieniowy, prostokątny lub eliptyczny (o dużym stosunku boków lub średnic). W celu ochłodzenia gazów oraz dodatkowego zmniejszenia prędkości w tym rozwiązaniu stosuje się ejection powietrza z atmosfery. Zasadę działania takich tłumików oraz wyniki ich badań podano w pracy [16]. Również w rozwiązaniu tym może być zastosowany efekt Coandry w celu dodatkowego zmniejszenia prędkości [5] (otwarta ściana kanału prostokątnego o zakrzywionej osi).

Dokończenie w następnym numerze

* Zmniejsza się również prędkość wylotowa gazów wskutek obniżenia temperatury (przyp. redakcji).

Doc. ZDZISŁAW ŁOPATEK

625.712.6:656.71

Wpływ zróżnicowanego pochylenia niwelety drogi startowej na długość startu samolotów transportowych

Zwiększające się wymagania odnośnie do podstawowej długości dróg startowych przeznaczonych dla nowych typów samolotów, z jednej strony, oraz trudności ekonomiczne i techniczne spełnienia tych wymagań z drugiej strony, zmuszają projektantów lotnisk do takiego projektowania i budowy tych dróg, by ich rzeczywista długość w możliwie najmniejszym stopniu przekraczała długość podstawową.

Jednym z czynników wpływających na długość drogi startowej jest niweleta drogi startowej. Odpowiednie dostosowanie pod względem pochylenia poszczególnych jej odcinków do specyfiki ruchowej samolotu w czasie startu może nie tylko wyeliminować konieczność zwiększenia podstawowej długości drogi startowej, ale nawet umożliwić zmniejszenie tej długości.

Dla zilustrowania tego można podać znany autorowi przykład jednego z północnych lotnisk francuskich.

Lotnisko to miało drogę startową o długości 1300 m wystarczającą do startów i lądowań samolotów bliższego zasięgu. W związku z rozwojem ruchu turystycznego zaszła konieczność uruchomienia linii zagranicznej łączącej to lotnisko z Anglią. Przedsiębiorstwo angielskie dysponowało samolotami typu „Viking”, które wymagały drogi startowej dłuższej o ponad 200 m. Ponieważ wydłużenie istniejącej drogi startowej z uwagi na znajdujące się na podejściach przeszkody było niemożliwe, powstały dwie alternatywy: budowy nowego lotniska lub skrócenia startu przez zmianę pochylenia niwelety jednego końca drogi startowej. Wybrano tę ostatnią i droga startowa o poprawionej niwelecie przy nie zmienionej długości umożliwiła bezpieczne starty samolotów „Viking”.

Było to kilka lat temu i projektanci francuscy dokonali poprawienia niwelety drogi startowej bez szcze-

W artykule stwierdzono celowość skracania drogi startowej przez odpowiednie kształtowanie jej niwelety, wyjaśniono uzależnienie wpływu pochylenia poszczególnych odcinków drogi startowej na długość startu od przyspieszenia ruchu samolotu na tych odcinkach, przedstawiono sposób obliczania wskaźnika zróżnicowanego pochylenia niwelety drogi startowej i podano dla dwóch typów samolotów zależność poprawki na długość drogi startowej od wskaźnika pochylenia jej niwelety. Przykładem zilustrowano wpływ kształtu niwelety drogi startowej na jej długość.

główną analizę wpływu pochylenia niwelety na długość startu samolotu. Od tego czasu problemem tym zajmowało się kilka ośrodków badawczych i częściowe wyniki tych prac posłużyły autorowi do stworzenia pewnej syntezy obejmującej ważne ze względów ruchowych i drogowych zagadnienia optymalnego projektowania niwelety drogi startowej.

Przyspieszenie ruchu startującego samolotu a pochylenie niwelety

Ruch samolotu w czasie rozbiegu przy starcie jest ruchem przyspieszonym. Przyspieszenie jest zmienne, maleje ze wzrostem prędkości samolotu od wartości a_0 na początku rozbiegu do wartości a_1 w chwili oderwania się samolotu od drogi startowej przy prędkości v_1 . Z pewnym przybliżeniem można przyjąć, że zmiana przyspieszenia samolotu w czasie rozbiegu jest funkcją liniową wyrażoną przez następujące równanie:

$$a = a_0 + (a_1 - a_0) v_1$$

gdzie: a — wartość przyspieszenia przy dowolnej prędkości rozbiegu v samolotu.

Jest rzeczą oczywistą, że opory ruchu, a wśród nich i opór wzniesienia, są łatwiej pokonywane przy większych przyspieszeniach samolotu, tzn. opory te przy większych przyspieszeniach powodują mniejsze wydłużenie drogi potrzebnej do uzyskania określonej prędkości samolotu. Stwierdzenie to może posłużyć do zróżnicowania wpływu pochylenia różnych odcinków niwelety drogi startowej na wydłużenie poszczególnych odcinków rozbiegu w zależności od tego, z jakim przyspieszeniem odbywa się na nich ruch samolotu.

Uwzględniając powyższe można by ustalić funkcje zmienności wpływu pochylenia kolejnych punktów niwelety na wydłużenie poszczególnych nieskończenie małych odcinków rozbiegu, jednakże byłoby to zbyt skomplikowane rachunkowo i mało przydatne do praktycznego zastosowania.

Z tego też powodu oraz z uwagi na fakt, że drogi startowe mają stosunkowo długie odcinki o stałym pochyleniu ¹⁾, z dostateczną dla potrzeb praktyki dokładnością można rozpatrywać wpływ pochylenia kolejnych ćwiartek długości niwelety na długości startu. Przy czym w przypadku zmiany pochylenia w granicach poszczególnych ćwiartek można operować przeciętnym pochyleniem będącym ilorazem różnicy rzędnych ich końców i długości ćwiartki.

Na podstawie obliczeń zmiany przyspieszenia ruchu różnych typów samolotów transportowych, śmigłowych i odrzutowych, na poszczególnych odcinkach rozbiegu i dokonanych obserwacji przebiegu startów normalnych, wydłużonych i przerwanych stwierdzono, że stosunki wpływu pochylenia poszczególnych kolejnych ćwiartek długości niwelety drogi startowej na długość startu są następujące:

$$1 : \frac{4}{3} : \frac{7}{3} : \frac{10}{3} \text{)}$$

¹⁾ Minimalna odległość pomiędzy sąsiednimi załamaniami niwelety powinna być równa wg zaleceń ICAO dla lotnisk klasy A: $30\,000(x - y) + (x - z)$ m, gdzie x, y, z — wartości pochylenia kolejnych trzech odcinków niwelety. Pomija się w tym rozważaniu krótkie, 30-metrowe odcinki cięć w łuku wyokrąglającego załamania niwelety, ponieważ kolejne różnice ich pochylenia są równe 0,1%.

²⁾ AN Conf/5 — WP-46/9/8/67 — ICAO

Oznacza to, że na długość startu, a tym samym na długość drogi startowej, mają decydujący wpływ pochylenia trzeciej i czwartej ćwiartki.

W celu skrócenia startu należy więc nadawać tym ćwiartkom, a przede wszystkim ostatniej, duże (jednakże mieszczące się w granicach określonych przepisów) pochylenia zgodne z kierunkiem ruchu samolotu ³⁾.

Wskaźnik pochylenia niwelety drogi startowej

Znajomość wpływu pochylenia poszczególnych ćwiartek niwelety na długość startu samolotu pozwala na obliczenie tzw. wskaźnika pochylenia podłużnego niwelety drogi startowej i następnie określenie za pomocą wykresów — sporządzonych dla szeregu typów samolotów — procentowej zmiany podstawowej długości drogi startowej.

Wskaźnik pochylenia W_p oblicza się z następującego wzoru:

$$W_p = \frac{i_1 + \frac{4}{3}i_2 + \frac{7}{3}i_3 + \frac{10}{3}i_4}{8}$$

gdzie: i_1, i_2, i_3, i_4 — średnie wartości pochylenia niwelety kolejnych ćwiartek długości drogi startowej, w kierunku ruchu samolotu.

Zmiana długości drogi startowej jest funkcją wskaźnika pochylenia jej niwelety. Wskaźnik ten może przybierać ujemne i dodatnie wartości, skąd wynika możliwość zmniejszenia lub konieczność zwiększenia podstawowej długości drogi startowej. W przypadku zerowej wartości wskaźnika podstawowa długość drogi startowej nie wymaga poprawek.

Drogę startową o niesymetrycznym kształcie niwelety charakteryzują dwa wskaźniki pochylenia: W_{p1} i W_{p2} obliczane z podanego wyżej wzoru dla obydwu kierunków startu, tzn. z jednego lub drugiego końca drogi. Do określenia zmiany długości drogi startowej w takim przypadku miarodajny będzie większy z tych dwóch wskaźników.

Wartość miarodajnego wskaźnika pochylenia niwelety drogi startowej jest w pierwszym rzędzie doskonałym miernikiem przy porównywaniu kilku wariantów kształtu niwelety. Najlepsza pod względem ruchowym będzie taka niweleta, której wskaźnik pochylenia będzie miał najmniejszą wartość.

Poza tym znajomość wartości tego wskaźnika pozwala określić procentową zmianę podstawowej długości drogi startowej, jednakże do tego konieczna jest znajomość przebiegu funkcji tych dwóch wielkości.

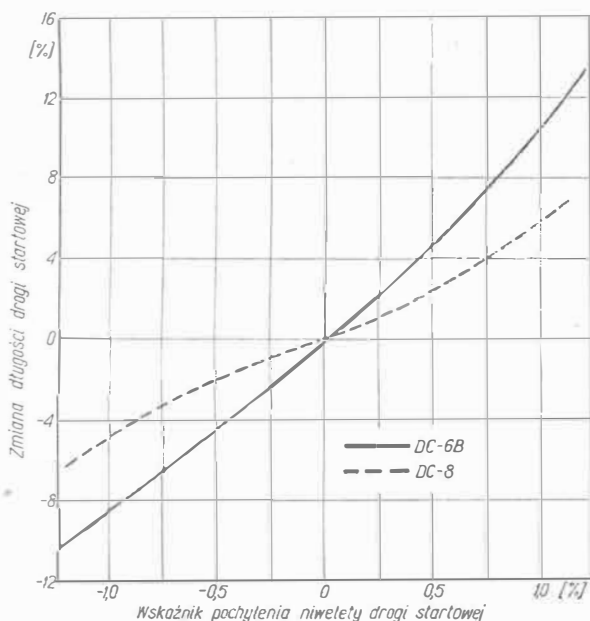
Jak wykazały dotychczasowe badania, zmiana długości startu w funkcji wskaźnika pochylenia, a tym samym i zmiana długości drogi startowej, jest różna dla poszczególnych typów samolotów, przy czym obserwuje się duże podobieństwo wykresów tych funkcji dla samolotów o napędzie śmigłowym oraz takie samo podobieństwo wykresów sporządzonych dla różnych typów samolotów odrzutowych.

³⁾ Maksymalne pochylenie ostatniej ćwiartki długości drogi startowej nie powinno przekraczać 0,8%.

Na rysunku 1 przedstawiono wykres zależności zmiany podstawowej długości drogi startowej od wartości miarodajnego wskaźnika pochylenia sporządzone dla samolotu odrzutowego Douglas DC-8 i dla samolotu śmigłowego (łokowego) Douglas DC-6B.

Dla pokazania, w jakim stopniu różne symetryczne kształty niwelety drogi startowej o przykładowej długości 2000 m (droga startowa klasy A wg ICAO) mogą wpływać na zmianę jej podstawowej długości, przedstawiono poniżej dwie skrajnie zaprojektowane niwelety, przy czym obydwie spełniają obowiązujące dla tej klasy drogi następujące warunki techniczne:

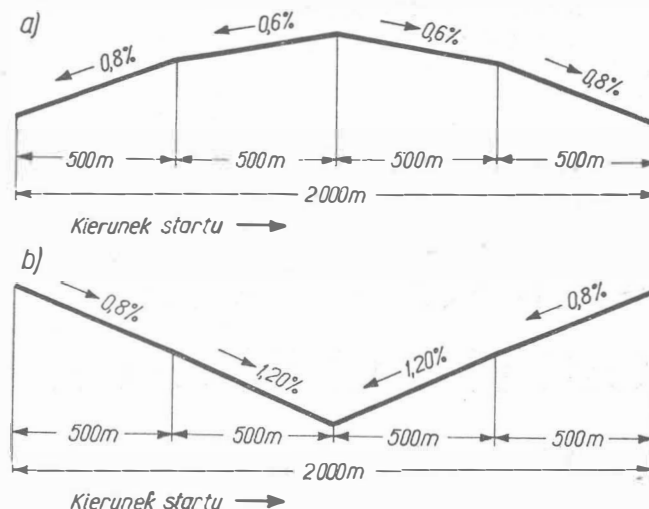
- maksymalne pochylenie skrajnych ćwiartek długości drogi startowej — 0,8‰,
- widoczność punktu położonego na wysokości 3 m nad powierzchnią z punktu położonego również na tej



1. Wpływ wskaźnika pochylenia niwelety drogi startowej na jej długość w przypadku samolotów DC-6 B i DC-8

samej wysokości w odległości równej co najmniej połowie długości drogi startowej,

- wyokrąglenie załamania sąsiednich odcinków niwelety łukiem o promieniu 30 000 m,
- maksymalne średnie pochylenie środkowych ćwiartek niwelety 1,25‰.



2. Przykładowe kształty niwelety drogi startowej

Pierwsza niweleta ma kształt wypukły z pochyleniami kolejnych ćwiartek długości drogi startowej jak na rys. 2a. Wskaźnik pochylenia niwelety w tym kształcie wynosi:

$$W_p = \frac{0,8 \cdot 1 + 0,6 \cdot \frac{4}{3} - 0,6 \cdot \frac{7}{3} - 0,8 \cdot \frac{10}{3}}{8} = -0,31\text{‰}$$

Druga niweleta ma kształt wklęsły (rys. 2b). Wskaźnik pochylenia tej niwelety ma wartość:

$$W_p = \frac{-0,8 \cdot 1 - 1,2 \cdot \frac{4}{3} + 1,2 \cdot \frac{7}{3} + 1,2 \cdot \frac{10}{3}}{8} = 0,37\text{‰}$$

Kształt niwelety pokazany na rysunku 2a pozwala na zmniejszenie podstawowej długości drogi startowej dla samolotu DC-6 B o 3‰, tj. o około 60 m, natomiast kształt podany na rysunku 2b wymaga zwiększenia tej długości o 4‰, tj. o około 80 m.

Dla samolotu odrzutowego typu DC-8 różnice te są trochę mniejsze. Oczywiście znacznie większe różnice zmian podstawowej długości drogi startowej występują przy niesymetrycznym kształcie niwelety.

Należy zauważyć, że obowiązujące obecnie zalecenia krajowe w sprawie poprawki podstawowej długości drogi startowej z uwagi na pochylenie jej niwelety, przewidują zmniejszenie długości drogi startowej dla pierwszego przypadku jej kształtu o 70 m, natomiast zwiększenie długości drogi startowej dla drugiego przypadku kształtu niwelety wynosi 100 m.

Prenumeratę

TECHNIKI LOTNICZEJ I ASTRONAUTYCZNEJ

przyjmuje

ZAKŁAD KOLPORTAŻU WCT NOT, Warszawa ul. Mazowiecka 12

NIEKTÓRE ZAGADNIENIA OPTYMALNEGO CHŁODZENIA LOTNICZYCH SILNIKÓW TŁOKOWYCH

Chłodzenie silników tłokowych jest niezbędne dla zabezpieczenia poszczególnych ich części, a zwłaszcza tłoków, głowic, zaworów, cylindrów itd. przed nadmiernym wzrostem temperatury, zmniejszającej odporność na ścieranie, erozję przez spaliny, czy wreszcie wytrzymałość. Wartości maksymalnych temperatur części współpracujących ze sobą, jak np. tłok-cylinder, ograniczone są w dużym stopniu właściwościami smarnymi w tych temperaturach stosowanych olejów. Temperatury mogą również ograniczać odporność paliw na spalanie stukowe lub możliwość uzyskania określonego stopnia napełnienia cylindrów.

Utrzymywanie temperatur poszczególnych części silnika w zakresie dopuszczalnym osiąga się za pomocą chłodzenia, to jest odprowadzania ciepła do otaczającej atmosfery w sposób bezpośredni lub za pośrednictwem cieczy chłodzącej oraz oleju przepływającego w układzie olejowym silnika.

Na podstawie bilansu cieplnego lotniczych silników tłokowych można ocenić ilość ciepła odprowadzanego za pomocą chłodzenia w granicach 10—18% całkowitej ilości ciepła, jaką można uzyskać ze spalania paliwa dostarczanego do silnika. Ilość ciepła odprowadzanego od silnika zależy od jego konstrukcji, zastosowania, aktualnego obciążenia oraz prędkości lotu samolotu czy śmigłowca. W warunkach najczęściej występujących ilość ciepła odprowadzanego ocenia się na 300÷350 kcal/KMh.

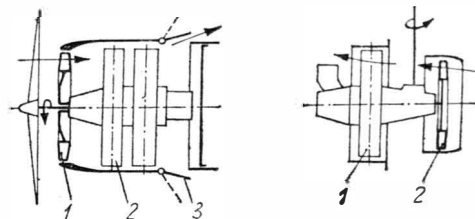
Właściwe chłodzenie silnika lotniczego w każdych warunkach jego pracy jest szczególnie kłopotliwe nie tylko z uwagi na zmiany prędkości obrotowej silnika, ale i zmiany prędkości i wysokości lotu samolotu czy śmigłowca, co ma bezpośredni wpływ na rozwijaną moc silnika i intensywność jego chłodzenia.

Specyficzne warunki pracy silnika lotniczego zmuszają do stosowania wielu urządzeń w układzie chłodzenia, których działanie umożliwia regulację intensywności chłodzenia silnika. Konieczność regulacji intensywności chłodzenia jest szczególnie wyraźna w warunkach startu (praca silnika na pełnej mocy przy niewielkim wydatku powietrza chłodzącego) oraz podczas lotów wysokościowych (mała gęstość powietrza atmosferycznego).

W chłodzeniu silnika istotną rolę odgrywa olej cyrkulujący w układzie olejowym, odbierający znaczne ilości

ciepła od takich części jak tłoki, cylindry i łożyska, których nie można bezpośrednio chłodzić powietrzem lub cieczą chłodzącą.

W eksploatowanych obecnie silnikach lotniczych stosuje się wyłącznie chłodzenie powietrzne i dlatego poruszane poniżej problemy odnoszą się do tego typu chłodzenia, co nie oznacza, że nie dotyczą one również w pewnym stopniu chłodzenia cieczowego. Powszechność stosowania chłodzenia powietrznego jest wynikiem przede wszystkim znacznej prostoty i lekkości konstrukcji, a zwłaszcza dużej prostoty i łatwości eksploatacji. W śmigłowcowych silnikach o średnich i dużych mocach oraz w silnikach samolotów wysokościowych stosuje się urządzenia umożliwiające regulację intensywności chłodzenia w zależności od obciążenia silnika oraz prędkości i wysokości lotu przy stosowanym niejednokrotnie wymuszaniu przepływu powietrza chłodzącego specjalnymi wentylatorami (np. niemiecki silnik BMW-801 czy silnik polskiej produkcji Lit-3). Schematy odpowiednich rozwiązań konstrukcyjnych pokazano na rys. 1.



1. Rozwiązania umożliwiające regulację intensywności chłodzenia silników:

1 — cylindry silnika, 2 — wentylator, 3 — kłapy regulujące wydatek powietrza chłodzącego

Prawidłowa i niezawodna praca silnika uzależniona jest w dużym stopniu od temperatury cylindrów i głowic. Utrzymanie tej temperatury w pożądanych zakresach zależy od organizacji procesu przejmowania ciepła z powierzchni omywanej płynem chłodzącym, w tym przypadku powietrzem.

Całkowitą ilość ciepła, jaka może być przejęta przez strumień powietrza chłodzącego od uźebrowanych powierzchni cylindrów i głowic silnika określa zależność:

$$Q_r = \alpha F_{\Sigma} [t_s(N_e) - t_p(H, V)] \quad (1)$$

gdzie:

F_{Σ} — sumaryczne pole powierzchni wszystkich cylindrów silnika omywane powietrzem. Według danych statystycznych wynosi ono średnio $0,02 \div 0,03 \text{ m}^2/\text{KM}$,

$t_s(N_e)$ — średnia temperatura powierzchni żeber chłodzących zależna od mocy rozwijanej przez silnik oraz intensywności chłodzenia,

$t_p(H, V)$ — temperatura powietrza chłodzącego zależna przede wszystkim od wysokości lotu H , jak również od prędkości lotu V , a także od wielu parametrów konstrukcyjnych, jak kształt gondoli silnikowej, kształt i wielkość owiewek na cylindrach itd.

$\alpha(W, t_s, t_p, \rho, \nu, C_p, \lambda, \Phi, l_1, l_2, l_3)$ — współczynnik przejmowania ciepła.

W ogólnym przypadku współczynnik α jest uzależniony od wielu czynników, mianowicie: kształtu (Φ), „gładkości” i wymiarów (l) ciała omywanego płynem chłodzącym, kształtu i wielkości owiewek cylindrów, różnicy temperatur t_s i t_p , fizycznych właściwości płynu chłodzącego (gęstości — ρ , lepkości — ν , ciepła właściwego — C_p , współczynnika przewodzenia ciepła — λ ,

które są funkcją uśrednionej temperatury $t_m = \frac{t_s + t_p}{2}$.

Współczynnik przejmowania ciepła α podczas konwekcji wymuszonej w dużym stopniu zależy również od prędkości przepływu (w) powietrza chłodzącego.

Wartość współczynnika α przy ustalonej wymianie ciepła podczas konwekcji wymuszonej dowolnego płynu może być określona z równania kryterialnego:

$$Nu = f(Re, Pr)$$

gdzie:

$$Nu = \frac{\alpha l}{\lambda} \text{ — liczba Nusselta}$$

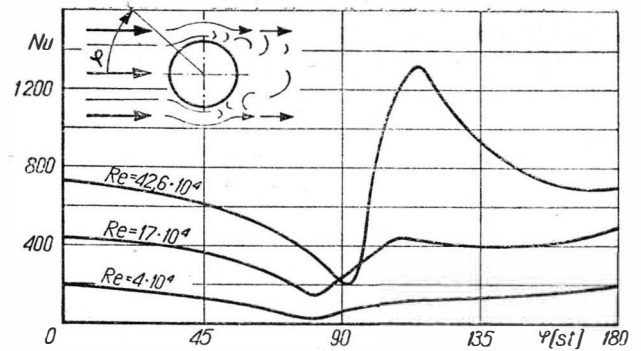
$$Re = \frac{wl}{\nu} \text{ — liczba Reynoldsa}$$

$$Pr = \frac{\rho \nu C_p}{\lambda} \text{ — liczba Prandtla.}$$

Dla powietrza liczba Pr zmienia się w minimalnym stopniu i w powyższym równaniu może być traktowana jako wielkość stała. Za charakterystyczny wymiar liniowy l w przypadku opływu cylindra uważa się jego średnicę.

W zależności (1) bierze się pod uwagę jedynie średnią wartość współczynnika α , gdyż jest ona zmienna wzdłuż obwodu cylindra z uwagi na różny charakter opływu przedniej i tylnej części cylindra. Dla przykładu na rys. 2. przedstawiono rozkład wartości liczby Nu wzdłuż obwodu, tj. w zależności od kąta φ nieuzębrowanego cylindra oraz od liczby Re uwzględniającej prędkość przepływu strumienia powietrza. Taki sam charakter ma zmiana współczynnika przejmowania ciepła α .

Przyczyną zmniejszania się wartości współczynnika w zakresie kątów φ od 0° do 90° jest proces stabilizacji cieplnej wynikający ze stosunkowo małej wartości współczynnika przewodzenia ciepła λ dla powietrza. Całkowity spadek temperatury ma miejsce w cienie



2. Rozkład liczby Nusselta wzdłuż obwodu nieuzębrowanego cylindra

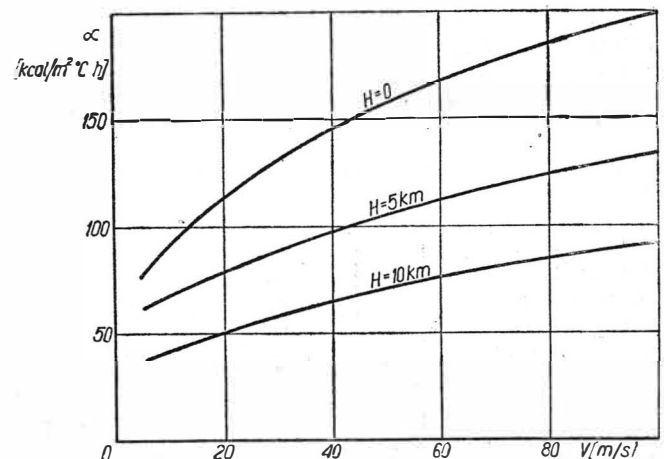
warstwie przyściennej, grubość której stopniowo zwiększa się ze wzrostem kąta φ . Warstwa ta prawie izoluje powierzchnię cylindra od pozostałej masy powietrza. Przy kątach $\varphi = 90^\circ$ następuje oderwanie warstwy przyściennej od powierzchni cylindra i powstawanie obszarów wirowych za cylindrem, sprzyjających lepszemu odprowadzaniu ciepła. Dodatni wpływ obszarów wirowych zwiększa się ze wzrostem liczby Re .

Należy jednak nadmienić, że określenie wartości współczynnika α w procesie przejmowania ciepła podczas chłodzenia cylindrów i głowic jedynie drogą rozważań teoretycznych jest bardzo skomplikowane. Ma na to wpływ uzależnienie procesu przejmowania ciepła od charakteru opływu, stopnia turbulizacji strumienia i innych czynników, jak np. wpływ konwekcji swobodnej przy niewielkich prędkościach przepływu powietrza. Oprócz tego czynniki te są uzależnione od kształtu i wielkości innych części konstrukcyjnych znajdujących się w pobliżu cylindrów i głowic.

Powyższe fakty utrudniają podanie uogólniających zależności dla określenia współczynnika α w procesie przejmowania ciepła podczas chłodzenia silnika. Można jedynie stwierdzić, że w warunkach chłodzenia silnika powietrzem równanie kryterialne przejmowania ciepła będzie miało postać:

$$Nu = A Re^n$$

gdzie stała A i wykładnik potęgi n mogą być określone doświadczalnie dla konkretnych warunków pracy silnika i konkretnych warunków chłodzenia.



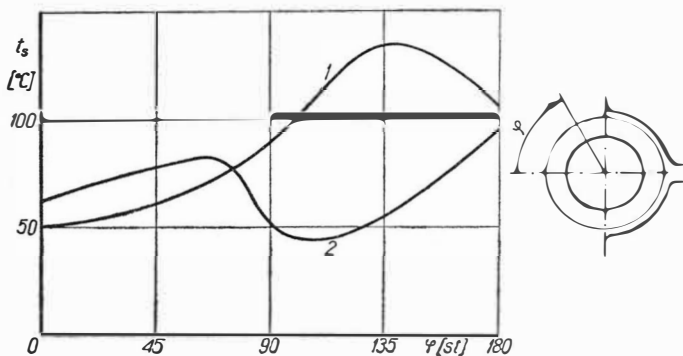
3. Zależność współczynnika przejmowania ciepła od prędkości lotu na różnych wysokościach

Na rys. 3 zestawiono zależności współczynnika przejmowania ciepła od prędkości przepływu powietrza chłodzącego na różnych wysokościach lotu.

Doświadczenia wykazują, że w celu utrzymania temperatury cylindrów i głowic w granicach zapewniających prawidłową pracę silnika średnia wartość współczynnika przejmowania ciepła dla warunków maksymalnej mocy silnika przy ziemi powinna wynosić $\alpha = 150 \div 200 \text{ kcal/m}^2\text{h } ^\circ\text{C}$.

Kształt i wielkość powierzchni żeber chłodzących na ogół tak się dobiera, aby dla warunków mocy startowej (przy ziemi) różnica temperatur $t_s(N_e) - t_p(H, v)$ wynosiła nie mniej niż $70 - 90 \text{ } ^\circ\text{C}$.

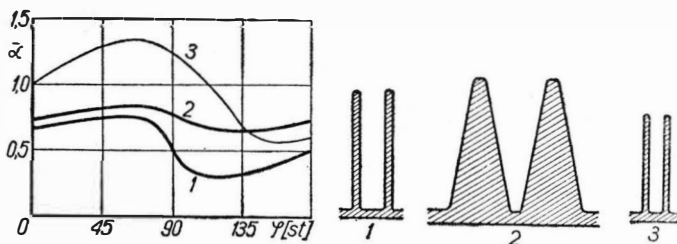
Temperatury powierzchni żeber chłodzących zależą nie tylko od promieniowej odległości od osi cylindra, ale i od położenia obwodowego na żebrach w stosunku do kierunku napływu powietrza chłodzącego. Znaczny stopień równomierności rozkładu temperatur osiąga się



4. Rozkład temperatur wzdłuż obwodu żebra chłodzącego: 1 — bez owiewki, 2 — z owiewką

na drodze odpowiedniego ukształtowania owiewek. Na rysunku 4 pokazano schemat umieszczenia owiewki na cylindrze oraz rozkład temperatur średnich żebra chłodzącego wzdłuż jego obwodu (wyrażonego kątem φ w stosunku do kierunku przepływu powietrza).

Stosowanie owiewek nie jest jedynym sposobem zwiększenia intensywności chłodzenia i równomierności rozkładu temperatur żebra wzdłuż jego obwodu. Znaczny wzrost współczynnika przejmowania ciepła można osiągnąć na drodze odpowiedniego dobrania wielkości i kształtu przekrojów poprzecznych żeber chłodzących, co wykazano przykładowym zestawieniem na rys. 5.



5. Wpływ wielkości i kształtu przekrojów poprzecznych żeber chłodzących na współczynnik przejmowania ciepła

Zależność (1) określa ilość ciepła, jaka może być przejęta od cylindrów silnika przez powietrze chłodzące. Natomiast ilość ciepła, jaka powinna być odprowadzona od silnika za pomocą chłodzenia zależy od rozwijanej przez silnik mocy:

$$Q_n = q N_e \dots \dots \dots (2)$$

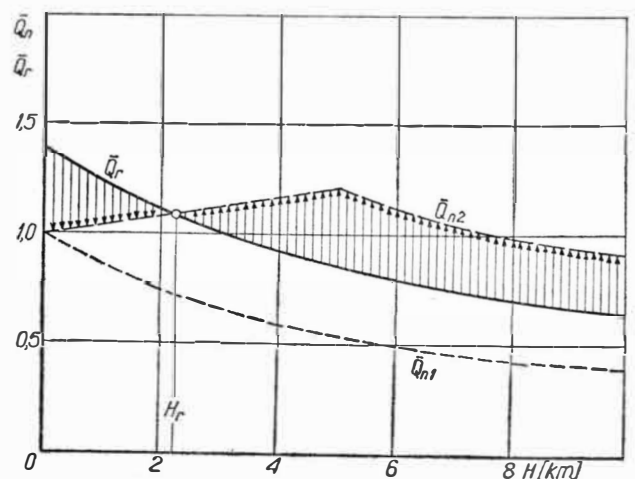
gdzie:

q — ilość ciepła odprowadzonego za pomocą chłodzenia, wynikająca z bilansu cieplnego silnika,
 N_e — moc efektywna silnika rozwijana w danych warunkach lotu.

Ilość ciepła Q_n stanowi ilość ciepła, jaką nieodzownie należy odprowadzić od silnika dla zapewnienia jego prawidłowej i niezawodnej pracy w danych warunkach lotu i rozwijanej mocy przy ustalonych warunkach termicznych wszystkich jego części. Największe zmiany mocy rozwijanej przez silnik występują przy zmianach wysokości lotu, skąd wynikają i zmiany ilości ciepła Q_n , jaka powinna być odprowadzona od silnika.

Oporając się na znajomości przebiegu charakterystyki wysokościowej silnika można ocenić ilość ciepła Q_n . Na rysunku 6 zestawiono krzywe niezbędnej ilości odprowadzanego ciepła \bar{Q}_{n1} dla silnika niewysokościowego (najczęściej bez doładowania lub z doładowaniem, lecz bez regulatora stałego ciśnienia) oraz \bar{Q}_{n2} dla silnika wysokościowego (z doładowaniem i z regulatora stałego ciśnienia) w zależności od wysokości lotu. Zależności na wykresie przedstawiono we współrzędnych względnych odniesionych do warunków pracy przy ziemi na pełnej mocy silnika.

Dobranie optymalnej intensywności chłodzenia dla silnika niewysokościowego jest stosunkowo proste (zwłaszcza przy obciążeniu śmigłem o stałym skoku, przy $n = \text{const}$), gdyż krzywe Q_r i \bar{Q}_{n1} mają jednakowy charakter zmian z wysokością lotu. Natomiast dobór intensywności chłodzenia silników wysokościowych nastęrcza znaczne trudności techniczne. O ile do pewnej wysokości H_r (rys. 6) silnik powinien pracować przy zmniejszonej intensywności chłodzenia — regulowanej np. klapami — osiągając graniczne możliwości chłodzenia swobodnego na wysokości H_r , to powyżej tej wysokości zachodzi konieczność zwiększenia intensywności przepływu strumienia chłodzącego przez zastosowanie wentylatora.



6. Zależności ilości ciepła, jaka powinna być odprowadzona od silnika Q_n oraz jaka może być odprowadzona za pomocą chłodzenia Q_r w zależności od wysokości lotu

Ponieważ silniki lotnicze pracują nie tylko w różnych warunkach lotu — różne warianty (*V* i *H*) — ale i w różnych warunkach obciążeń — różne prędkości obrotowe silnika i rozwijane moce (zależne od stopnia otwarcia przepustnicy) — istnieje konieczność regulacji intensywności chłodzenia, jeśli wymaga się, aby silniki pracowały przy jednakowych obciążeniach termicznych. W silnikach o małych mocach regulacji takiej na ogół nie stosuje się (lub stosuje się w bardzo ograniczonym zakresie), z uwagi na wymaganą prostotę konstrukcji i eksploatacji, zwłaszcza że silniki tego typu nie należą do wysoko obciążonych termicznie.

Silniki śmigłowcowe wymagają stosowania zwiększenia intensywności chłodzenia (przez zastosowanie wentylatorów) oraz szerokiej możliwości jej regulacji ze względu na wymagania eksploatacyjne stawiane przed śmigłowcami, jak np. długotrwały zawis śmigłowca. Znajomość warunków chłodzenia lotniczych silników

łokowych w różnych warunkach pracy jest niezbędna dla zapewnienia prawidłowej eksploatacji silników z uwagi na niezawodność ich pracy i trwałość.

Literatura

1. Bodner W.: „Awtomatika awiacyjnych dwigatielej”, Moskwa 1956.
2. Bohne C.: „Der Flugmotor”, Berlin 1943.
3. Bratuchin: „Projektirowanie i konstrukcja wiertoletoów”, Moskwa 1955.
4. Kaźmin G.: „Konstrukcja awiacyjnych dwigatielej”, Moskwa 1962.
5. Masliennikow i Rapiport M.: „Awiacionnyje porszniewyje dwigatieli”, Moskwa 1951.
6. Orłow P.: „Tieoria awiacionnogo dwigatiela”, Moskwa 1948.
7. Szorin S.: „Tiełopieriedacza”, Moskwa 1964.
8. Wiśniewski S.: „Podstawy termodynamiki silników spalinowych”, WNT, Warszawa 1963.
9. Worobiow P.: „Teoria silników lotniczych”, MON, Warszawa 1951.

SAMOLOT JAKO ŚRODEK MASOWYCH PRZEWOZÓW TOWAROWYCH (dokończenie)

Dr BRONISŁAW DOSTATNI

Układ geograficzny przewozów towarowych

Jeśli przyjmijemy założenie, że wzrost przewozów towarowych jest znacznie większy aniżeli przewozów pasażerskich, to pod koniec przyszłego dziesięciolecia lotniska staną się już wielkimi bazami przeładunkowymi. Ale nie tylko, lotnisko międzynarodowe stanie się ośrodkiem ciężenia wielu gałęzi przemysłu, szczególnie takich, których wyroby kwalifikują się do przewozów lotniczych.

Na rysunku przedstawiono rozwój przewozów towarowych na lotniskach Paryża. Nawet w układzie ilościowym wielkości przeładunkowe roku 1980 przyrównać można do małej klasy portu morskiego. Jeśli chodzi o wartość ładunków, to w układzie takim na pewno będzie ona większa aniżeli w największym porcie morskim.

W numerach 11 i 12 z 1968 r. „Techniki Lotniczej i Astronautycznej” przedstawione zostały grupy towarowe adekwatne dla przewozów lotniczych. Dla pełnej orientacji czytelnika dodatkowo warto przytoczyć globalne wartości przewozów towarowych i poczty w okresie powojennym (tablica 1).

Podane wartości przewozowe świadczą o stale rozszerzającym się rodzaju przewożonych towarów i wyrobów od drobnych przesyłek, a głównie pocztowych w 1945 r., do maszyn i artykułów konsumpcyjnych włącznie w 1968 r. Przewozy pasażerskie w latach 1945—1968 wzrosły około 31 razy, a przewozy towarowe i pocztowe około 43 razy.

Ostatnio wiele uwagi poświęcono badaniom nad zakresem przewozów towarowych. Np. w dniach 21 i 22 listopada 1968 r. odbyło się w Instytucie Transportu Lotniczego (ITA) w Paryżu — międzynarodowe sympozjum poświęcone wyłącznie przewozom towarowym. Tematem sympozjum były „Lotnicze przewozy towarowe — problemy i perspektywy”.

Warto się zatrzymać nad ważniejszymi referatami, jakie tam między innymi wygłoszono. Oto one:

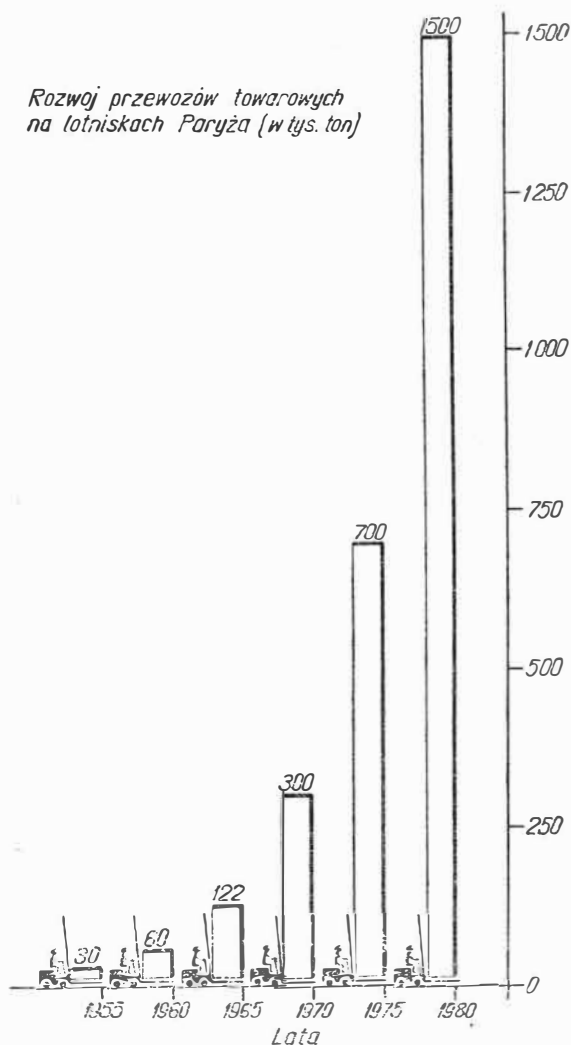
„Podstawowe aspekty towarowych przewozów lotniczych w krajach afrykańskich — członków „Air Afrique”. Referat wygłoszony przez Teophile Komaclou, dyrektora handlowego przedsiębiorstwa „Air Afrique”¹⁾.

Tablica 1. Rozwój przewozów towarowych i poczty w latach 1945—1968 w przedsiębiorstwach lotniczych (ICAO)

Rok	Ładunki towarowe	Poczta	Razem
	w mln tonokilometrów		
1945	110	130	240
1950	770	200	970
1955	1 320	370	1 690
1960	2 160	610	2 770
1965	4 950	1 100	6 050
1967	6 670	1 910	8 680
1968	—	—	10 370

¹⁾ Do „Air Afrique” należą następujące państwa: Kamerun, Republika Środkowo-Afrykańska, Czad, Kongo Brazzawille, Dahomej, Gabon, Wybrzeże Kości Słoniowej, Mauretania, Nigeria, Senegal, Górna Wolta.

Rozwój przewozów towarowych na lotniskach Paryża (w tys. ton)



„Perspektywy objętościowe i rentowność przewozów towarowych na przykładzie przedsiębiorstwa lotniczego KLM”, który wygłosił dr Gesit van Der Wal, dyrektor generalny KLM. Wymieniliśmy tylko dwa referaty, pierwszy z nich reprezentuje bowiem poglądy krajów, dla których transport lotniczy stanowi wielką szansę gospodarczą. Trudności ekonomiczne nie pozwalają jednak na rozbudowę przedsiębiorstwa na miarę ich potrzeb. Odwrotnie przedstawia się sytuacja w przedsiębiorstwie KLM, o czym była mowa w poprzednim numerze TLiA.

Przedsiębiorstwo lotnicze „Air Afrique” reprezentuje kraje o specyficznej sytuacji geograficznej, klimatycznej i ekonomicznej. Te trzy aspekty wyznaczają między innymi kierunki handlu zagranicznego oraz jego strukturę towarową. Kraje te pozbawione są naziemnych połączeń komunikacyjnych, a niektóre z nich nie mają dostępu do morza, dlatego też rozwój przewozów lotniczych w dużej mierze przyczyniłoby się do aktywizacji gospodarczej.

Masowe wykorzystanie samolotu w środowisku, gdzie stosunki produkcji sięgają niemal feudalizmu, jest raczej nierealne.

Nierealne dlatego, że obecna masa towarowa w minimalnym stopniu kwalifikuje się do przewozów lotniczych. Jedynie dalszy rozwój sił wytwórczych i specjalizacja produkcji potęgować będą wzrost zapotrzebowania na przewozy lotnicze. W wielu wypadkach w krajach tych obserwuje się koegzystencję transportu jucznego z lotniczym i tak będzie jeszcze długo.

Przedsiębiorstwo „Air Afrique” jakkolwiek bardzo ambitne, ma jednak ograniczony zakres działania. Jego głównym kierunkiem zainteresowania jest Europa zachodnia oraz obroty wewnętrzne. Z własnych obszarów w kierunku Europy przedmiotem przewozów są

głównie artykuły pochodzenia rolnego, a szczególnie świeże owoce i jarzyny, a w odwrotnym kierunku — maszyny, urządzenia precyzyjne oraz wyroby farmaceutyczne.

Ładunki towarowe w obu kierunkach są zasadniczo różne, jednak w interesie przedsiębiorstwa leży równomierne obciążenie rejsów.

Według wypowiedzi Teophile Komaclo roczna objętość ładunków towarowych kwalifikujących się do przewozów lotniczych wynosi około 2 mln ton (w zespole wymienionych państw), tymczasem w układzie docelowym przewiduje się przewóz rzędu 100 tys. ton (1980 r.). Jak na potrzeby krajów rozwijających się jest to wartość wyjątkowo mała i trudno mówić o aktywnym udziale lotnictwa w rozwoju gospodarczym. Chodzi tu raczej o zabezpieczenie podstawowych potrzeb przewozowych.

Należy tu dodać, że obszary objęte działalnością przedsiębiorstwa lotniczego „Air Afrique” jak również i pozostałe obszary krajów słabo rozwiniętych, obsługiwane są przez przedsiębiorstwa krajów kapitalistycznych.

Tablica 2. Porównanie wskaźników przewozowych „Air Afrique” i KLM (1966)

Przedsiębiorstwo	Przewozy pasażerskie		Przewozy towarowe w tonokilometrach	Liczba samolotów
	w tys. pasażerów	w tys. pasażerokilometrów		
KLM	1878	2 246 857	406 696	39
„Air Afrique”	301	629 158	38 992	9

W poprzednim numerze TLiA zamieszczona była mapa połączeń towarowych KLM, obecnie przedstawiamy sieć podobnych połączeń „Lufthansy”. Chodzi nam tutaj o zwrócenie uwagi na kierunki obsługi przewozowej. Gdybyśmy zamieścili podobne połączenia jeszcze innych przedsiębiorstw lotniczych krajów kapitalistycznych, stwierdzilibyśmy, że nie ma miejsca na globie ziemskim, gdzie nie dotarłby samolot towarowy. Ponieważ nawiązaliśmy tylko do dwóch referatów, przedstawimy porównanie przewozów lotniczych KLM



i „Air Afrique” (tabl. 2). Czytelnik w oparciu o wiedzę geograficzną skonfrontuje te dane z liczbą ludności i obszarem.

Układ kierunków przewozowych ładunków towarowych

Jak już wspomnieliśmy na wstępie — lotnictwo dojrzało w pełni do masowych przewozów towarowych. W tej chwili dla przedsiębiorstwa lotniczego pozostaje już nie tylko problem ilości ładunków, ale także wybór najdogodniejszego kierunku geograficznego. Chodzi tu przede wszystkim o optymalne wykorzystanie powierzchni handlowej samolotu i równomierność

zabezpieczenia w ładunek. To już nie tylko sprawa przedsiębiorstwa lotniczego jako przewoźnika, ale jego ściślego powiązania z aparatem zaopatrzenia, licznymi odbiorcami i dostawcami. Taki stan wymaga już rozwiniętego aparatu akwizycyjnego. Podstawą przewozów towarowych będą loty regularne, a więc noszące charakter stały i precyzyjnie obsługujący określone kierunki geograficzne, dlatego tym bardziej istotne zadania spadają na akwizycję.

Wróćmy jednak do zagadnienia, jakie kryteria powinny decydować o wyborze kierunku obsługi towarowej:

- samolot towarowy powinien mieć zagwarantowany ładunek w obu kierunkach.

- trasy przewozów towarowych powinny mieć jak największy zasięg, a w miarę możliwości ładunki powinny już oczekiwać w miejscu startu i lądowania,

- na wybranym kierunku ładunki powinny być spakowane lub też znajdować się w kontenerach przygotowanych dla określonego typu samolotu.

Osiągnięcie takiego stopnia „doskonałości” chociażby na centralnych lotniskach świata wymagać będzie jeszcze długiego okresu czasu.

Zagadnieniem podstawowym w analizie przestrzennej towarowego rynku lotniczego jest wzajemny układ przewozów. Czy będzie on podobny do przewozów pasażerskich, czy też dyktowany innymi względami wykaże doświadczenie następnych lat.

Obecnie najbardziej aktywnym szlakiem towarowym jest północny Atlantyk, tutaj też operują największe przedsiębiorstwa lotnicze świata przywiązujące do przewozów towarowych coraz większe znaczenie. W roku 1968 na tym szlaku przewieziono około 400 tys. ton ładunków. Jeśli więc wzrost przewozów towarowych utrzyma się na poziomie 16—20% w stosunku rocznym, to w latach 1974—1975 przekroczony zostanie milion ton.

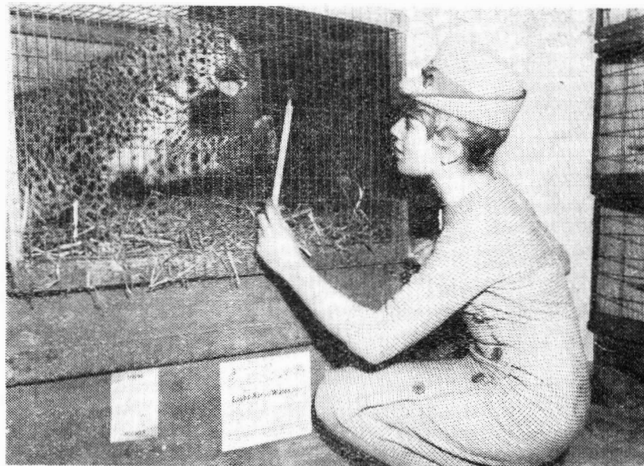
W tym miejscu należy zasygnalizować, że armatorzy morcy będą stopniowo zmuszeni do przekazywania pewnych ładunków przewoźnikom lotniczym. Sytuacja podobna, jaka miała miejsce na przełomie lat 1957/1958 w zakresie przewozów pasażerskich. Nie możemy jednak brać pod uwagę ładunków masowych, które zawsze pozostaną w gestii przewozów morskich.

Dla ilustracji przedstawimy lotniczych przewoźników towarowych przez północny Atlantyk. Dane zawarte w tabelicy 3 obejmujące 1966 r. są kompletne. Bardziej szczegółowe informacje w odniesieniu do przedsiębiorstw przedstawimy w dalszej treści.

Czy taki układ przewoźników zostanie zachowany? Należy przypuszczać że tak, z tym jednak, że w grę wchodzić będą procesy integracyjne niektórych z tych przedsiębiorstw.

Tabela 3. Przewozy towarowe przez północny Atlantyk w 1966 r.

Przedsiębiorstwo	Przewozy towarowe w tonach	Udział w przewozach towarowych w procentach
Pan American Airways	41 734,2	19,0
Seaboard World (wyspecjalizowane przedsiębiorstwo towarowe)	26 002,3	11,8
KLM	22 560,7	10,3
TWA	20 708,1	9,4
BOAC	20 349,0	9,2
Lufthansa	18 060,7	8,2
Razem 6 przedsiębiorstw	149 415,0	67,9
Pozostałe 14 przedsiębiorstw	81 022,8	32,1
O g ó ł e m	230 437,8	100,0



Przedmiotem przewozów są często żywe zwierzęta, które podróż samolotem bardzo dobrze znoszą



Kraje afrykańskie stopniowo wchodzą na rynki lotnicze

Szlak północno-atlantyczny należy do najaktywniejszych, łączy bowiem najbogatsze regiony gospodarcze świata. Śledząc jednak mapę światowych połączeń transportowych na tym szlaku dochodzimy jeszcze do innego wniosku. Otóż w miarę narastania odległości od wybrzeży morskich na omawianym szlaku rola lotniczych przewozów towarowych dodatkowo wzrasta. Dla obszarów położonych wewnątrz Europy lub Stanów Zjednoczonych samolot stał się dostawcą bliższym i wydajniejszym.

Określone przedsiębiorstwa lotnicze mają ukształtowane rynki towarowe, będące funkcją powiązań gospodarczych państw. Do potęg lotniczych w przewozach towarowych w Europie zachodniej zaliczyć należy wg kolejności: „Lufthansa” (NRF), KLM (Holandia), BOAC i BEA (Wielka Brytania), „Alitalia” (Włochy) oraz „Air France” (Francja).

Wszystkie te przedsiębiorstwa poza Atlantykiem na drugim planie stawiają szlak południowo-azjatycki. Pod względem strukturalnym szlak ten różni się od poprzedniego. Inna jest tutaj przede wszystkim masa towarowa. Np. ładunek maszyn do pisania z Amsterdamu do Bangkoku w drodze powrotnej nie ma ekwiwalentnego odpowiednika. W takiej sytuacji opłaca się zabrać ładunek tańszy, aby nie dopuścić do pustego lotu.

Dochodzimy więc do podstawowego wniosku. Lotnicze przewozy towarowe zasadniczo różnią się od przewozów pasażerskich. Pasażer niezależnie od miejsca pochodzenia zajmuje przewidziany fotel w samolocie. Różnica polega jedynie w rynku pasażerskim. Lecz rynek jako taki został już precyzyjnie zbadany w każdym zakątku globu ziemskiego. Przedsiębiorstwa lotnicze orientują się, jaki potencjał pasażerski istnieje w Kabulu, Nowym Jorku czy Paryżu. W obrocie towarowym istnieją jeszcze poważne luki w ocenie takiej sytuacji.

Mało aktywne są jeszcze rynki krajów słabo rozwiniętych. Z kolei są to rynki bardzo odległe od kontynentu

Europejskiego czy Stanów Zjednoczonych i dlatego w przewozach towarowych wyjątkowo opłacalne, a co najważniejsze rynki przyszłościowe. Co np. może być przedmiotem przewozów na tych szlakach? W zakresie importu z tych obszarów przewidzieć można takie towary jak: skóry szlachetne, wyroby przemysłu artystycznego — głównie rękodzielnictwo, koncentraty metali szlachetnych, zwierzęta egzotyczne. W przypadku obszarów bliższych, a szczególnie basenu Morza Śródziemnego mogą to być również owoce.

W określonych układach przestrzennych i kierunkach geograficznych istnieją bardzo zróżnicowane ładunki towarowe. Przedsiębiorstwa lotnicze specjalizujące się w przewozach towarowych poważnie się z tym liczą i pod takim kątem widzenia prowadzą badania.

Relatywny partner kształtuje się na Dalekim Wschodzie, a jest nim Japonia. Masa towarowa tego kraju staje się dogodna dla partnerów europejskich. Tkwitu jednak pewne niebezpieczeństwo dla przedsiębiorstw Europy zachodniej. Japonia planuje rozwinąć olbrzymie zdolności przewozowe. Ponadto do Japonii prowadzą trzy drogi powietrzne: Biegun Północny, Azja południowa i Związek Radziecki. Każda z tych dróg ma wady i zalety.

Droga przez Azję południową przy przewozach np. wyłącznie Paryż — Tokio jest absolutnie niewygodna. Jeśli po drodze następuje uzupełnienie ładunku, to wydłużenie trasy zostaje częściowo kompensowane.

Droga prowadząca przez Biegun Północny jest drogą wiążącą wyłącznie docelowe punkty. Najkorzystniejsza jest natomiast droga prowadząca przez Związek Radziecki. Można określić ją również jako drogę przyszłościową w zakresie przewozów towarowych. W relacji Europa zachodnia — Japonia droga ta jest nie tylko najkrótsza, ale również najwygodniejsza pod względem nawigacyjnym i handlowym.

Aktualnie istnieje już porozumienie między Japonią i Związkiem Radzieckim o eksploatacji linii Tokio-Moskwa. To jest początek, który jednak w perspektywie poważnie może naruszyć równowagę przewozową wielu przedsiębiorstw lotniczych Europy zachodniej.

W odróżnieniu od innych szlaków prowadzących na Daleki Wschód omawiany przebiega przez obszar, który może się stać najaktywniejszy w przewozach towarowych w najbliższej przyszłości.

Opierając się na informacji zastępcy ministra lotnictwa cywilnego Związku Radzieckiego, dr M. M. Kuliaka, w roku 1975 „Aeroflot” planuje przewieźć 3 mln ton ładunków towarowych drogą lotniczą. Oczywiście poważną część ładunku w relacji międzynarodowej. Wymagać to jednak będzie zaangażowania olbrzymiej ilości środków oraz przygotowania zaplecza lotniskowego.

Odrębną specyfikę wykazywać będą obszary Afryki i Ameryki Południowej. Towarowe szlaki lotnicze obsługujące te kontynenty będą miały charakter ściśle ukierunkowany. Np. kontynent afrykański będzie miał ściśle powiązanie z Europą zachodnią, natomiast Ameryka Południowa głównie ze Stanami Zjednoczonymi. Inne powiązania będą miały charakter drugorzędny.

Przedstawione rozważania mają charakter bardzo ogólny. Tymczasem przed rozwinięciem masowych przewozów towarowych drogą lotniczą powinny być przeprowadzone bardzo wnikliwe badania rynkowe, ze ścisłym określeniem masy towarowej w każdym dostępnym dla samolotu punkcie.

Badania takie prowadzą Francuzi. Np. wg ich wyników badawczych obroty towarowe między Francją a całym obszarem Azji południowej wynoszą około 1300 tys. ton, tymczasem drogą lotniczą przewozi się około 50 tys. ton. Z tym jednak, że po zamknięciu Kanału Sueskiego przewozy lotnicze na tym kierunku zostały podwojone. Badania prowadzone są nadal i definitywnie zmierzają do ustalenia ścisłej granicy, co dla samolotu, a co dla innych gałęzi transportu, biorąc za podstawę czas dostawy, odległości, a przede wszystkim koszty.

POMIAR WIDZIALNOŚCI NA PASIE STARTOWYM RVR

Pomiar widzialności na pasie startowym RVR (Runway Visual Range) jest metodą wyznaczania widzialności w sposób najodpowiedniejszy z punktu widzenia potrzeb pilota. Uwzględnia przejrzystość atmosfery, reakcję fizjologiczną i psychologiczną wzroku pilota, natężenie oświetlenia tła, natężenie światła pasa startowego oraz wzajemny kontrast wzrokowy pasa startowego i powierzchni ziemi. Wynik przedstawia widzialność w parametrach eksploatacyjnych wyrażonych w metrach lub stopach.

Pojęcie widzialności RVR zdefiniowano w następujący sposób: RVR jest wartością uzyskaną wyłącznie przez pomiar dokonany za pomocą przyrządów skalowanych według standardowego wzorca. Przedstawia ona odległość poziomą wzdłuż pasa startowego, na jaką pilot może widzieć z kierunku podejścia do lądowania. Pomiar jest oparty na widzialności światła wysokiej intensywności pasa startowego lub kontraście wzrokowym innych obiektów, jeśli zapewniają one większą widzialność.

Oparcie metody pomiaru widzialności RVR na zmodyfikowanym prawie Allarda połączyło w sobie czynnik oświetlenia pasa startowego i przejrzystości atmosfery z reakcją wzroku pilota:

$$E_t = \frac{I(t_b) \frac{V}{b}}{V^2}$$

gdzie:

E_t — próg wrażliwości świetlnej oka pilota,

I — natężenie źródła światła obserwowanego obiektu,

t — przejrzystość atmosferyczna,

b — długość bazy, ponad którą mierzona jest przejrzystość atmosfery,

V — zasięg obserwacji wzrokowej pilota do określonego źródła światła, RVR.

Przy świetle dziennym wzajemny kontrast pasa startowego, ziemi i pozostałych obiektów pola obserwacji zwiększa widzialność bardziej niż źródła światła. W ta-

kich warunkach wartość RVR zostaje uzyskana za pomocą adaptowanego prawa Koschmiedera:

$$e_o = (t_b) \frac{V}{b}$$

gdzie:

e_o — próg wrażliwości oka pilota na kontrast (bezwymiarowy),

t — przejrzystość atmosfery,

b — długość bazy, ponad którą mierzona jest przejrzystość atmosfery,

V — zasięg obserwacji wzrokowej pilota do określonego kontrastowego obiektu, RVR.

Dla rozwiązania podanych równań wprowadzono do nich stałe wartości wybrane doświadczalnie na podstawie pomiarów dokonanych przez możliwie proste przyrządy pomiarowe. Przyjęto następujące stałe:

$e_o = 0,055$,

E_t — w dzień 1000 milikandeli, w nocy 2 milikandele,

t — przejrzystość atmosferyczna zmierzona ponad bazą pomiarową wyznaczoną w określonej strefie,

I — skuteczne progi natężenia światła pasa startowego ustalono — na: próg 5 — 10 000 kandeli, próg 4 — 2000 kandeli, próg 3 — 400 kandeli,

dzień/noc — podział oparto na wykrywaniu przez jakiś elementarny oświetleniomierz (luksometr) zaistnienia dodatkowego, ubocznego oświetlenia 21, 528 l.

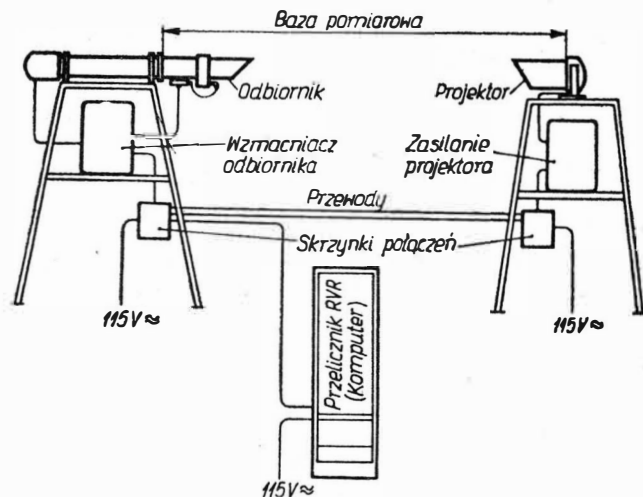
Zasady pomiaru widzialności

Badania nad pomiarem widzialności metodą RVR rozpoczęto w 1956 r. na lotnisku Newark Airport (New Jersey, USA). Metoda ta po przejściu rozległej ewolucji osiągnęła formę stosowaną dzisiaj. Nie należy mieszać pojęcia widzialności RVR z pojęciem przeważającej widzialności meteorologicznej (prevailing visibility) lub widzialnością meteorologiczną na pasie startowym (RVV — runway visibility). Widzialność meteorologiczną uzyskuje się na podstawie obserwacji wzrokowej światła lub innych obiektów. Podaje się ją tak samo jak i widzialność RVR w metrach i stopach oraz w kilometrach i milach.

Wykorzystanie pomiaru widzialności RVR do normalnej eksploatacji samolotów wymaga odpowiedniego przygotowania lotniska. Przygotowanie polega na wprowadzeniu kontrastowego oznakowania pasa startowego i określonych pomocy elektronicznych.

Przyrządem dostarczającym podstawowej informacji w postaci impulsu wejściowego do systemu pomiarowego RVR jest czuły detektor fotoelektryczny, który pośrednio mierzy przejrzystość powietrza. W skład systemu pomiarowego wchodzi stałe źródło światła — projektor, zwrócony w kierunku detektora. Detektor oddalony jest od projektora na odległość tworząca bazę pomiarową (rys. 1). Długość bazy została dobrana doświadczalnie. Aktualnie stosuje się równoległe dwie długości baz 75 m (250 ft) i 150 m (500' ft). Elewację bazy pomiarowej w kierunku podejścia do lądowania ustalono na $+1^\circ$.

Energia świetlna wypromieniowana przez źródło światła projektora dochodzi do detektora częściowo rozproszona zawiesinami atmosferycznymi zmniejszającymi przejrzystość powietrza. W odbiorniku zostaje przetworzona w serię impulsów elektrycznych. Częstotliwość impulsów jest proporcjonalna do spadku natężenia



1. Układ pomiarowy

nia światła na drodze od projektora do detektora. Następnie seria impulsów wprowadzana zostaje do układu liczącego wraz z pozostałymi parametrami. Na wyjściu otrzymuje się wartość widzialności RVR na ogół przetworzoną na postać cyfrową.

Na podstawie praw matematycznych i fizycznych wykorzystanych w pomiarze widzialności RVR stwierdzono celowość stosowania dwu baz pomiarowych 75 m i 150 m. Baza pomiarowa 150 m jest właściwa przy pomiarach widzialności RVR rzędu 300—1800 m. Baza pomiarowa 75 m pozwala mierzyć widzialność RVR do 180 m. Porównując pomiary widzialności RVR dokonane w tym samym czasie i w tym samym miejscu na bazie 75 m i na bazie 150 m stwierdza się czasami pewne rozbieżności. W takim przypadku oblicza się wartości średnie.

Widzialność RVR jest średnią wartością uzyskiwaną co minutę na podstawie jednonumutowego pomiaru. Przekazywana jest pilotom startującym lub lądującym na pasie wyposażonym w system ILS lub radar precyzyjnego lądowania na pasie instrumentalnym. W przedziale widzialności RVR od 300—1200 m zmiany widzialności podawanej pilotom na pokład samolotu dokonuje się co 60 m w przedziale widzialności RVR od 1200—1800 m zmianę dokonuje się co 150 m. Średnią wartość widzialności RVR otrzymuje się na podstawie odczytu cyfrowego lub z rejestratora. Obecnie dąży się do stosowania bezpośredniego odczytu cyfrowego dokonywanego na wyjściu z układu liczącego systemu pomiarowego widzialności RVR.

Układ liczący zamienia wyniki pomiaru przejrzystości na określone wartości widzialności RVR w oparciu o podział na kategorie noc/dzień i zestaw użytych światła pasa startowego. Chwilę przejścia od prawa Allarda do prawa Koschmiedera układ liczący określa automatycznie. Wartości widzialności RVR są aktualizowane w przerwach jednonumutowych.

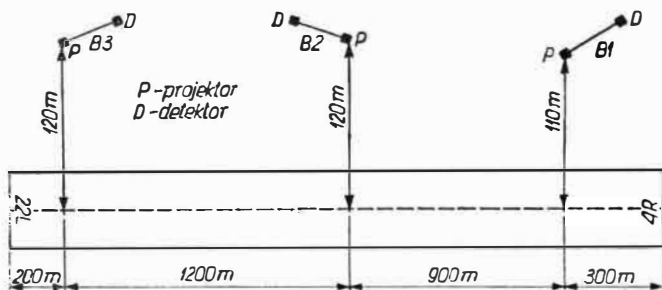
Ograniczenia systemu pomiaru widzialności RVR

Dokładność i czułość działania systemu pomiarowego widzialności RVR ogranicza kilka różnorodnych czynników. Czynniki te wiążą się z warunkami obserwacji i psychofizjologiczną charakterystyką pilota.

Natężenie światła pasa startowego widzianych przez pilota zmienia starzenie się żarówek, brudne soczewki lamp i niewspółosiowe usytuowanie samolotu względem przedłużenia osi pasa startowego. Przy pełnym natężeniu światła pasa startowego światłość w okolicy linii centralnej wynosi ponad 10 000 kandeli. Jednak z uwagi na sposób potraktowania energii świetlnej w prawie Allarda natężenie światła pasa nie stanowi wartości krytycznej. Wynika z tego, że jeśli przejrzystość atmosfery jest dużo mniejsza niż sto procent, duże zmiany natężenia światła wywołują tylko niewielką zmianę wartości widzialności RVR.

Problem wyboru progów wrażliwości świetlnej i kontrastu dla oczu pilota jest bardzo złożony. W praktyce przyjęto pojedyncze wartości e_0 i E_t . W rzeczywistości wartości te mogą znacznie się różnić tak dla poszczególnych pilotów, jak i zmieniać się w czasie u jednego pilota. Wartości progów są odwrotnie proporcjonalne do kontrastu między natężeniem źródeł światła obserwowanych obiektów a natężeniem oświetlenia ich pozornego tła. Zmiany natężenia oświetlenia tła wywołane świeceniem dodatkowych systemów świetlnych, większym natężeniem światła, naturalnym światłem dziennym zmniejszają zakres widzialności RVR, ponieważ wymagają większego kontrastu lub progów wrażliwości świetlnej.

Przejrzystość atmosfery mierzy się w wyznaczonym miejscu, znajdującym się ok. 150 m z boku osi centralnej pasa startowego (rys. 2). Zakłada się, że pomiar ten



2. Przykład rozstawienia trzech stanowisk pomiarowych na lotnisku New York International Airport

reprezentuje jednolicie przejrzystą atmosferę w obrębie lotniska, na obszarze o promieniu do 1800 m. W rzeczywistości mgła lub inne przeszkody zmniejszające widzialność nie są statyczne. Zmieniają się w czasie i w przestrzeni. Seria ostatnich badań wykazała, że widzialność RVR należy mierzyć w rejonie przyziemia samolotu. Umiejętowanie pomiaru w innym obszarze może nie spełnić wymagań. Różnice pomiędzy obliczoną widzialnością RVR a obserwowaną przez pilota mogą zmieniać się w czasie i w przestrzeni. Należy pamiętać, że obliczona widzialność RVR nie jest taka sama dla każdego pilota, lecz odzwierciedla prawdopodobieństwo zobaczenia światła pasa startowego.

Pierwsza konferencja meteorologii lotniczej (Londyn 1967 r.) ustaliła, że prędkości zmian widzialności poziomej dochodzą do 100 m/min, a pionowej do 45 m/min.

Widzialność RVR 700 m może zmienić się w ciągu 4 min o $\pm 30\%$.

Wykorzystanie widzialności RVR przez pilota

Pilot na podstawie zmierzonej widzialności RVR dla danego pasa startowego ma prawo przeprowadzić podejście do lądowania za pomocą radaru precyzyjnego lądowania PAR lub systemu ILS bez względu na podawaną podstawę chmur.

Warunki wykonania podejścia do lądowania z wykorzystaniem widzialności RVR są następujące:

- widzialność RVR musi być równa lub większa niż minimum widzialności RVR ustalone dla danego pasa startowego,
- musi działać lokalizator systemu ILS, marker zewnętrzny (OM), zewnętrzna radiolatarnia albo precyzyjny radar lądowania PAR,
- musi działać standardowy system światła podejścia ze światłami błyskowymi (z wyładowaniem kondensatorowym),
- pas startowy powinien mieć kontrastowe oznakowanie lub zapaloną świetlną linię centralną,
- muszą palić się światła wysokiej intensywności pasa startowego.

Widzialnością RVR można posługiwać się podczas startu, bez względu na podstawę chmur, jeśli jej wartość jest równa lub większa od minimum RVR ustalonego do startu.

Pomimo braku oficjalnej definicji warunków meteorologicznych lądowania wg kategorii I, ogólnie przyjęto jako dolną granicę wysokości decyzji 60 m i widzialności RVR 800 m. W określonych okolicznościach można lądować przy widzialności RVR 600 m (1800 ft) z zachowaniem tej samej wysokości decyzji.

Dolną granicę warunków meteorologicznych lądowania wg kategorii II stanowią wysokość decyzji 30 m i widzialność 400 m. Kategoria II mieści się w granicach od wysokości decyzji 60 m i widzialności RVR 800 m do wysokości decyzji 30 m i widzialności RVR 400 m. Dane dla lądowania wg kategorii III nie są jeszcze dokładnie określone. Drugie obrady Komitetu ICAO do Spraw Startu i Lądowania we Wszystkich Warunkach Meteorologicznych (All Weather Operation Panel, Montreal, maj 11—22.1965), zaleciły następujący podział:

- kat. III A — podejście do lądowania do powierzchni pasa startowego, gdy w końcowej fazie widzialność zewnętrzna RVR wynosi poniżej 200 m,
- kat. III B — podejście do lądowania do powierzchni pasa startowego i kołowanie, gdy widzialność zewnętrzna RVR wynosi około 50 m,
- kat. III C — podejście do lądowania do powierzchni pasa startowego i kołowanie bez jakiegokolwiek widzialności zewnętrznej.

Literatura

1. Federal Aviation Agency: Runway Visibility Measurement, Advisory Circular AC № 00-13A Washington, D. C. Luty 1965 r.
2. International Civil Aviation Organization: All Weather Operations Panel-Second Meeting. Report. DOC. 8512, AWOP/II, Montreal, Canada. Maj 1965 r.
3. International Civil Aviation Organization: All Weather Operations Panel-Third Meeting Report. DOC. 8685, AWOP/III-2, Montreal, Canada. Kwiecień 1967 r.

Weź udział w Konkursie „TECHNIKI LOTNICZEJ i ASTRONAUTYCZNEJ”

ALGORYTMIZACJA PROJEKTOWANIA PROCESÓW TECHNOLOGICZNYCH CZĘŚCI MASZYN

W wyniku wprowadzenia do nowoczesnego przemysłu lotniczego (a ostatnio i do innych gałęzi przemysłu) obrabiarek sterowanych liczbowo wyeliminowano bezpośredni udział człowieka w procesach obróbczych przedmiotów o złożonych kształtach, zwiększono wydajność i zmniejszono możliwości występowania błędów, co w efekcie przyniosło znaczne korzyści ekonomiczne. Równie ważnym ogniwem w procesie automatyzacji produkcji stało się wprowadzenie metod ETO* do projektowania konstrukcji i technologii elementów maszyn. Automatyzacja projektowania procesów technologicznych przy użyciu EMC** jest przedsięwzięciem bardzo złożonym ze względu na duży zakres pojęć składowych procesu oraz konieczność opracowania systemu wyboru optymalnego porządku składania tych pojęć w całość. Technolog projektujący proces dysponuje wiedzą, pomocami w postaci podręczników i tablic oraz intuicją, co pozwala mu na dokonanie mniej lub bardziej optymalnego wyboru zestawienia procesu.

Dla EMC należy natomiast przygotować algorytm, który jednoznacznie pozwoli określić kolejność prowadzenia prac przy projektowaniu procesu technologicznego oraz zestawienia ich w postaci logicznych i matematycznych zależności. Algorytm będzie więc ciągiem poleceń dla procesu obliczeniowego wykonywanego przez EMC, który to ciąg zapewni przejście od danych wejściowych do szukanego wyniku. Ponieważ maszyna cyfrowa pracuje wyłącznie na informacjach zapisanych w jej pamięci w postaci odpowiednich cyfr, a technolog pojęciami wyrażonymi słowami, zdaniami, wzorami matematycznymi oraz liczbami lub tablicami, konieczne jest zatem dokonanie przekładu znaczeń tych wszystkich pojęć na język wewnętrzny maszyny. Operację taką nazywa się kodowaniem. Kodowaniu podlega cały zakres informacji wejściowej o materiale obrabianym, kształcie półfabrykatu i produktu gotowego (rysunek konstrukcyjny), wymaganiach dokładności i stanu powierzchni, rodzajach i warunkach obróbki, niezbędnym oprzyrządowaniu, normach czasowych itp.

Na podstawie takiego kompletu informacji, które mogą być podane w całości lub etapami w nagłówkowych fragmentach poszczególnych algorytmów składowych można wymagać od EMC wykonania operacyjnych części algorytmów i wydrukowania wyników. Algorytm zapisany w jakimkolwiek języku „strawnym” dla danej maszyny będzie programem dla EMC.

Poniżej omówione zostaną niektóre problemy związane z algorytmizacją procesu technologicznego ze szczególnym uwzględnieniem kwestii wyboru języka zapisu programu, zapisu informacji o kształcie części oraz algorytm wyboru kolejności operacji obróbczych.

Budowa algorytmu projektowania procesu technologicznego

Przygotowanie algorytmu projektowania procesu technologicznego części maszyn można z grubsza podzielić na następujące etapy:

- 1) algorytm kontroli kompletności informacji wejściowej,
- 2) algorytm zapisu informacji geometrycznych o części i wymaganiach konstrukcyjnych,
- 3) algorytm wyboru kolejności operacji obróbki mechanicznej części,
- 4) algorytm doboru optymalnych parametrów obróbki,
- 5) algorytm wyboru oprzyrządowania,
- 6) algorytm normowania,
- 7) algorytm dekodowania wyników.

Warunki, którym odpowiadać muszą wymienione algorytmy są znane od dość dawna, natomiast same algorytmy są na ogół tajemnicą poszczególnych firm czy zakładów lub instytutów i przystosowane są do projektowania szczegółowych procesów technologicznych z uwzględnieniem rodzaju wyrobu, wielkości serii, parku maszynowego, typu EMC itd.

Wymienione etapy przygotowania algorytmu projektowania procesu technologicznego można podzielić na dwie grupy zagadnień:

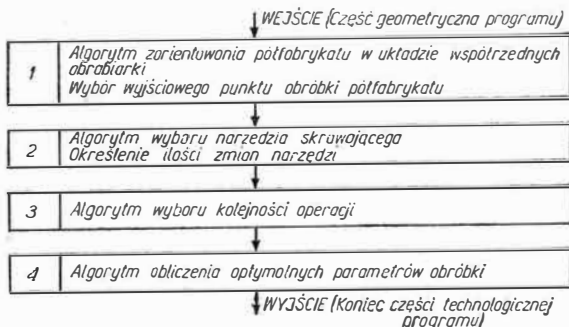
- p i e r w s z a** — to rozwiązanie problemów zapisu kształtu części, obliczenia drogi narzędzia, zapis informacji dotyczących wymagań dokładności i stanu powierzchni — czyli ogólnie biorąc geometryczna część przygotowania programu,
- d r u g a** — to opis czysto technologicznej części przygotowania programu.

Wiele opracowań podaje różne sposoby i metody rozwiązania pierwszej grupy zagadnień. Natomiast automatyzacja projektowania, kolejność operacji obróbki mechanicznej nie doczekała się zbyt wielu pozycji literaturowych.

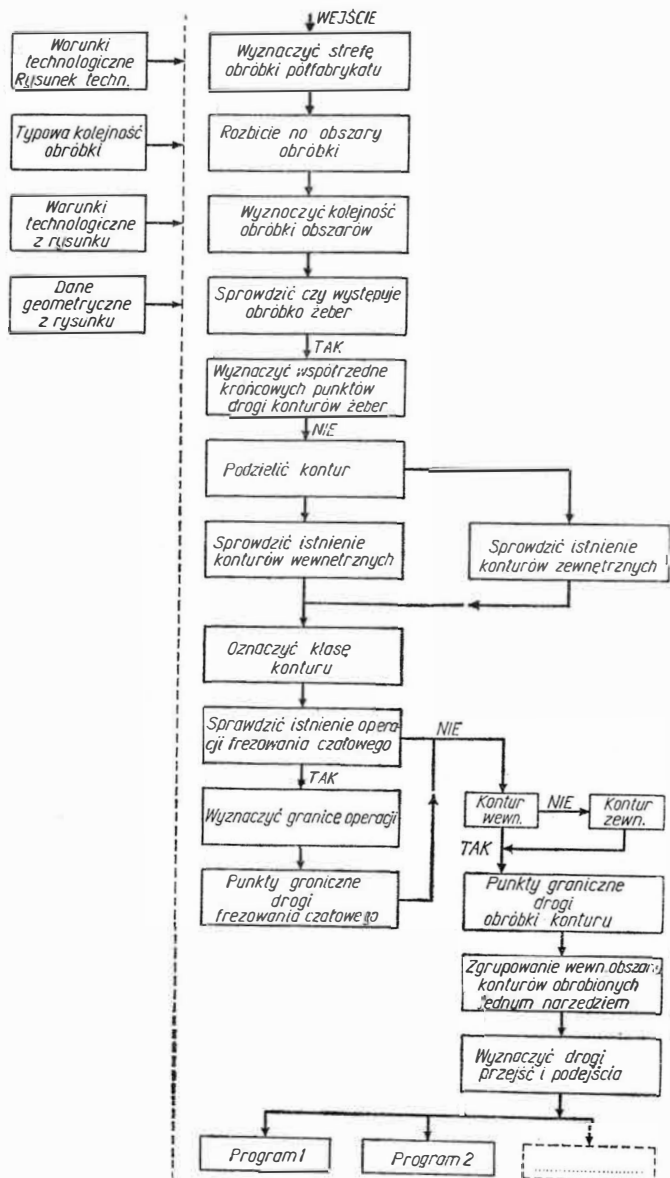
* ETO — elektroniczna technika obliczeniowa
** EMC — elektroniczne maszyny cyfrowe

Technologiczną część przygotowania programu sprotrowadzić można do:

- a) znalezienia technologicznego schematu systemu automatycznego przygotowania programu,
- b) przygotowania algorytmów zadań technologicznych, których rozwiązaniem zajmie się EMC,



1. Bloki algorytmów części technologicznej programu



2. Schemat algorytmu wyboru kolejności operacji

c) naniesienia zależności zawartych w punkcie poprzednim na geometryczną część programu, w wyniku czego otrzyma się system matematycznego przygotowania programu kompletnego.

Punkt b) formułuje dane wyjściowe, które są konieczne do rozwiązania problemów technologicznych zawartych w punkcie c). Tymi problemami są m.in.:

— zorientowanie półfabrykatu w układzie współrzędnych obrabiarki i wybór początkowego (wejściowego) punktu obróbki półfabrykatu;

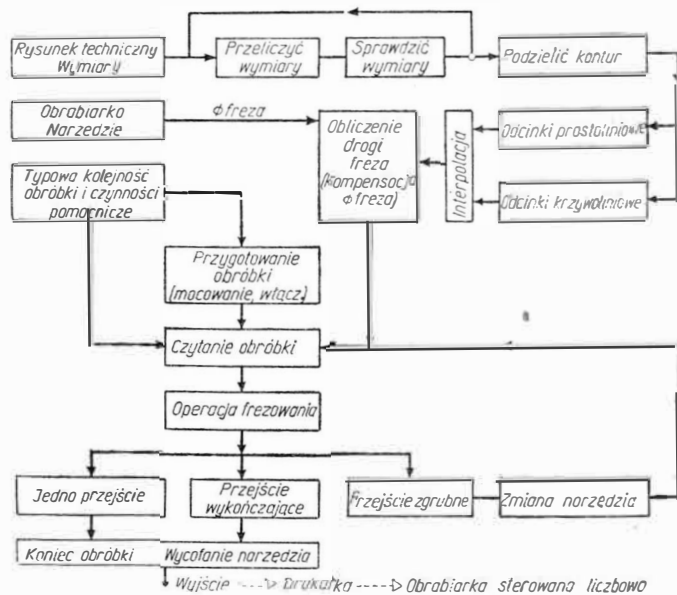
— wybór etapów pośrednich obróbki półfabrykatu (produkt etapu n jest półfabrykatem dla etapu $n + 1$);

— obliczenie optymalnych parametrów obróbki.

Odpowiednio do etapów formułowania części technologicznej programu opracowuje się metodę rozwiązania cząstkowych problemów technologicznych wchodzących w każdy etap. Formalizacja metody postępowania pozwala opracować uogólniony blok algorytmów projektowania technologii za pomocą EMC. Blok ten składa się z czterech cząstkowych algorytmów odpowiadających kolejności projektowania części technologicznej programu procesu technologicznego [5, 8]. Rysunek 1 pokazuje kolejność algorytmizacji części technologicznej programu.

Ponieważ pełny schemat wymienionych algorytmów nawet dla stosunkowo prostego procesu technologicznego byłby znacznie rozbudowany, a więc nieczytelny, poniżej ograniczono się do podania przykładu algorytmu wyboru kolejności operacji dla frezowania płaskiego konturu, który uważać można za element składowy dowolnie złożonej powierzchni.

Rysunek 2 przedstawia schemat algorytmu wyboru kolejności operacji. Dla każdej części półfabrykatu wyznacza się kolejność stref obróbki, wewnątrz których grupuje się kontury obrabiane jednakowymi narzędziami w kolejności składającej się na jedną operację. Poszczególne przejścia wybiera się tak, aby ich ogólna długość była jak najmniejsza. Następnie dla każdej operacji można sformułować oddzielne programy, przy czym ich liczba w większości przypadków odpowiada liczbie zmian narzędzi.



3. Przykład algorytmu procesu technologicznego frezowania prostej części

Algorytm przewiduje możliwość operacji obróbki żeber oraz frezowania czołowego, mimo że jego głównym przeznaczeniem jest operacja frezowania konturów wewnętrznego i zewnętrznego.

A oto przykład algorytmu projektowania procesu technologicznego frezowania prostej części płaskiej składającej się z odcinków prostych i łuków okręgów obrabianej na frezarce ze sterowaniem liczbowym ciągłym. Budowa algorytmu jest prostsza niż w pokazanym przykładzie, ale algorytm jest ograniczony do opracowania programu na konkretną obrabiarkę dla konkretnej, stosunkowo prostej części (rys. 3).

Jak widać, algorytm ten zawiera w sobie cztery algorytmy cząstkowe technologicznej części programu. Mimo prostoty przypadku schemat jest dość rozbudowany. Dla opisu ogólniejszego programu projektowania procesu technologicznego (np. dla grupy obróbek typu frezowania, toczenia itp.) należy więc stworzyć odpowiednio uniwersalny język o szerokim zakresie semantycznym.

Zapis informacji geometrycznych

Poniżej podane będą przykłady algorytmów geometrycznej grupy zagadnień optymalizacji procesu technologicznego. Dla uproszczenia zostanie omówione przygotowanie programu informacji geometrycznej dla frezowania płaskiego konturu w wyspecjalizowanym języku SAP, a następnie będą zasygnalizowane bardziej uniwersalne możliwości zapisu geometrii części. Kontur płaskiej części składa się z odcinków prostych, łuków okręgów i innych krzywych określonych przez tablice. SAP [1], [3], [7] pozwala programować obróbkę części tylko w płaszczyznach równoległych i dlatego dla obróbki części przestrzennych przewiduje się rozkazy przejścia od wiersza do wiersza (od jednej do drugiej płaszczyzny równoległej). Kontur części będzie w pełni oznaczony (pełna informacja wejściowa — algo-

rytm kontroli), jeżeli każdy następny element części będzie określony bądź przez poprzednie, bądź jako oddzielny w układzie współrzędnych. SAP pozwala na opis konturu części oraz wyznaczenie poszczególnych położenia narzędzia (np. drogi środka freza). Część programu realizująca drogę narzędzia będzie nazywana „zdaniem obejścia konturu”.

Wejściowe informacje może przyjąć każda EMC (dysponująca odpowiednio pamięcią i szybkością działań), o ile jest wyposażona w program — translator tłumaczący zdania zapisane w SAP na jej język wewnętrzny. Oznaczenia SAP dzielą się na podstawowe (dotyczące danych rysunkowych i niektórych danych technologicznych) oraz złożone opisujące metodę odnalezienia jakiegoś elementu geometrycznego bezpośrednio zadanego na rysunku.

Oznaczenia podstawowe SAP podaje tabela 1.

SAP przewiduje 41 złożonych oznaczeń dotyczących określenia położenia punktów, prostych, okręgów np.:

$tk\ N = pr\ K/pr\ M$ określenie punktu N jako przecięcia dwu prostych
 $pr\ L = \mp kr\ M/\mp kr\ N$ określenie prostej jako stycznej do dwu okręgów.

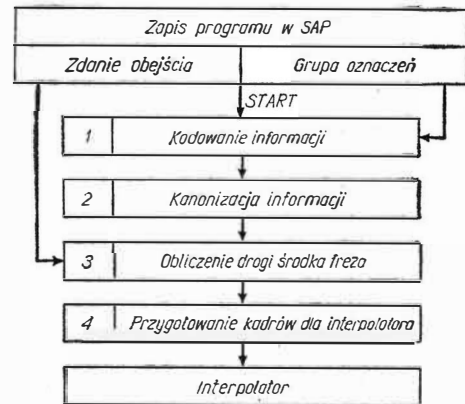
Pojęcia języka SAP podlegają kanonizacji (określenie punktu przez współrzędne, a prostej jako równanie typu:

$X_n - X_m = \frac{1}{K_n}$ itp.), a następnie oblicza się drogę

środką freza i przygotowuje dane dla interpolatora. Czynności te realizuje translator SAP-11 w postaci czterech następujących po sobie bloków programów (rys. 4).

Tabela 1. Podstawowe oznaczenia SAP

Lp.	Oznaczenia SAP	Semantyka
1	do $\mp Z$	podejście (oddalenie) narzędzia do płaszczyzny obróbki
2	XY ZX XX YY	przejście do nowych układów współrzędnych
3	tk	punkt
4	pr	prosta
5	kr	okrąg
6	tt	krzywa określona przez tablicę
7	R	promień
8	$kr\ \mp$	obejście okręgu zgodnie (przeciwnie) z ruchem wskazówek zegara
9	\parallel	równoległość
10	\perp	prostokątność
11	c	środek okręgu
12	δ	dopuszcz. błąd aproksymacji
13	$fr\ +; -; 0;$	frez z prawej, lewej, na konturze
14	po	po
15	do	do
16	b	większe
17	m	mniejsze
18	K	tg kąta nachylenia prostej
19	Sp	posuw roboczy
20	Stop	stop
21	KONIEC	koniec obróbki



4. Schemat translatora SAP-11

Zapis programu w języku SAP z wydzieleniem grupy oznaczeń i zdania obejścia podano poniżej na przykładzie fragmentu części składającego się z dwu prostych i dwu łuków okręgów (rys. 5):

a) podstawowe oznaczenia:

$X01 =$ współrzędne punktu $tk\ 01$
 $Y01 =$
 $X02 =$ współrzędne punktu $tk\ 02$
 $Y02 =$
 $Y03 =$ współrzędna prostej 02 równoległej do osi X
 $R01 =$
 $R02 =$ promienie okręgów $kr\ 01$ i $kr\ 02$

$r 01$ = promień freza

$Sp 01$ = wartość posuwu roboczego

b) oznaczenia złożone:

$tk 01 = X01 Y01$

— określenie punktu $tk 01$ przez współrzędne

$tk 02 = X02 Y02$

— określenie punktu $tk 02$ przez współrzędne

$pr 01 = -kr 01 - kr 02$ — określenie położenia prostej $pr 01$ jako stycznej zewnętrznie z lewej strony do okręgów

$pr 02 = Y03$

— określenie położenia prostej $pr 02$

$kr 01 = tk 01 R01$

— określenie okręgu $kr 01$ przez środek i promień

$kr 0,2 = tk 02 R02$

— określenie okręgu $kr 02$ przez środek i promień

c) zdanie obejścia:

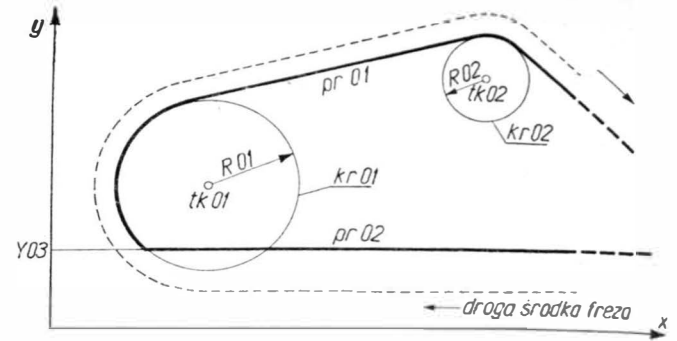
$r 01$; fr —; $Sp 01$; $po pr 02$; $m X tk$; $po - kr 01$; $po pr 01$; $po - kr 02$;

Zdanie obejścia czyta się następująco: „frez o promieniu mającym numer porządkowy 01 przemieszcza się z posuwem roboczym $Sp 01$ w odległości promienia po lewej stronie konturu po prostej 02, aż do przecięcia z okręgiem 01 (przy mniejszej współrzędnej X), a następnie z lewej strony okręgu 01, po prostej 01, po okręgu 02” itd. Podstawowe oznaczenia nie wymagają objaśnień, natomiast oznaczenia złożone przedstawiają położenia punktów $tk 01$; $tk 02$; prostych $pr 01$; $pr 02$ i obu okręgów.

Jak widać, programowanie części geometrycznej procesu technologicznego jest dla zadanej grupy części (płaskich) i konkretnej grupy obróbek (frezowanie konturu) stosunkowo proste przy użyciu wyspecjalizowanego języka SAP.

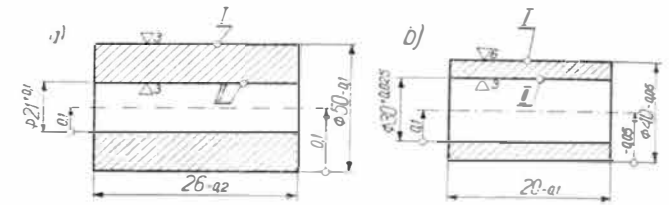
Jednak programowanie bardziej złożonego kształtu byłoby kłopotliwe, a w przypadku części przestrzennych bądź niemożliwe, bądź powodujące znaczne rozszerzenie tablic oznaczeń podstawowych i złożonych. Językiem bardziej uniwersalnym, dostosowanym do zapisu geometrii dowolnej części jest „GEOMETR” 66 [5], [7] oparty na semantyce i składni amerykańskiego języka ALGOL. Język ten pozwala zapisać nazwę elementu (w części nagłówkowej programu), opisać wszystkie geometryczne utwory składowe, informacje o wymaganiach dokładności i stanu powierzchni, dane materiałowe i wymagania technologiczne; zasady podawania kolejności informacji są takie, że program jest jednocześnie rozbudowanym zdaniem obejścia. Język „GEOMETR” 66 może być nośnikiem znacznie większej liczby informacji niż SAP, ale jego wadą jest konieczność znajomości pojęć ALGOL-u oraz rozbudowana semantyka i składnia.

Innym systemem zapisu geometrycznej części programu projektowania procesu technologicznego jest zapis gotowego przedmiotu wraz z parametrami półfabrykatu. Zapis ten, szczególnie przydatny dla kształtów osiowo-symetrycznych (toczenie), pozwala prześledzić zmianę kształtu części od półfabrykatu do produktu gotowego, a więc pozwala na wybór liczby poszczególnych operacji czy przejść, co w połączeniu z technologiczną częścią programu umożliwia wyznaczenie optymalnego wariantu kolejności operacji. Jest to więc próba zintegrowania zapisu informacji technologicznych i geometrycznych.



5. Fragment płaskiej części z zaznaczoną drogą środka freza

W zapisie tym [4], [6] wykorzystuje się jedynie znaki arytmetyczne i alfabetyczne oraz wyrażenia algebry Bode'a. Nie wchodząc w dość skomplikowane założenia budowy zapisu rozpatrzono poniżej przykład przejścia



6. Stany ψ_i, ψ_j powierzchni I i II:

a) półfabrykat (stan ψ_i)

b) wyrób gotowy (stan ψ_j)

od stanu półfabrykatu (rys. 6a) do wyrobu gotowego (rys. 6b). Stanem powierzchni części określono umownie zbiór parametrów dotyczących wymiarów powierzchni, dokładności wymiarowych, klas chropowatości, warunków konstrukcyjnych szczególnych (np. bicie powierzchni) itp.

Wymiary powierzchni wewnętrznych oraz oznaczenia klas chropowatości mnoży się przez -1 , aby przejście od stanu półfabrykatu do stanu wyrobu gotowego było przejściem od stanu poprzedzającego do następującego. Rysunek 6 pokazuje kształt, wymiary i wymagania konstrukcyjne dotyczące półfabrykatu i wyrobu gotowego.

Różnice w stanach ψ_i, ψ_j powierzchni I i II pokazuje tablica 2.

Tablica 2. Różnice w stanach powierzchni

Parametry stanu	Powierzchnia I		Powierzchnia II	
	stan ψ_i	stan ψ_j	stan ψ_i	stan ψ_j
Wymiary geometryczne (średnica)	50	40	-20	-30
Wymiary geometryczne (długość)	26	20	26	20
Dokładność średnic	0,1	0,05	0,1	0,025
Dokładność długości	0,2	0,1	0,2	0,1
Chropowatość	-3	-6	-3	-3
Bicie powierzchni	0,1	0,05	0,1	0,1

Zapis obrazujący, że stan ψ_i poprzedza stan ψ_j przedstawia się ciągiem nierówności, np. dla powierzchni I:

$$\psi_i < \psi_j \text{ bo: } 50 \geq 40 \wedge 26 \geq 20 \wedge 0,1 \geq 0,05 \wedge \\ \wedge 0,2 \geq 0,1 \wedge -3 \geq -6 \wedge 0,1 \geq 0,05$$

Zapis ten czyta się następująco: przejście powierzchni zewnętrznej I od stanu półfabrykatu do stanu gotowego nastąpiło w wyniku przejścia średnicy części od $\varnothing 50$ do $\varnothing 40$ przy jednoczesnym skróceniu części od wymiaru 26 do wymiaru 20, przy zawężeniu dokładności wykonania średnicy od 0,1 do 0,05 i długości od 0,2 do 0,1, przy przejściu od klasy chropowatości $\nabla 3$ do klasy $\nabla 6$, przy zawężeniu bicia powierzchni od 0,1 do 0,05.

Zapis taki pokazuje zmianę kształtu od wyjściowego do końcowego. W ten sposób można zakodować zmianę wszystkich parametrów stanu powierzchni w poszczególnych fazach procesu technologicznego. Rozpatrując różne warianty przejścia od jednego stanu do drugiego można by wyznaczyć algorytm wyboru optymalnej kolejności operacji i w tym miejscu zanika różnica między częścią geometryczną i technologiczną algorytmu — powstaje integralny algorytm projektowania procesu technologicznego.

Wybór języka zapisu programu

Jak wynika z rozważań dotyczących zarówno geometrycznej, jak i technologicznej części algorytmu procesu technologicznego, sprawa wyboru języka występuje ostro w chwili, gdy należy przekształcić algorytm w program.

Obecnie trudno sobie wyobrazić sporządzenie programu procesu technologicznego (lub jakiegokolwiek bardziej skomplikowanego procesu obliczeniowego) w języku wewnętrznym maszyny ze względu na olbrzymi nakład pracy i dużą możliwość wystąpienia błędów przy tego typu programowaniu. Programy więc sporządzane są w sztucznych językach, których pojęcia podstawowe tłumaczone są na język wewnętrzny maszyny za pomocą odpowiednio opracowanych translatorów.

Programowanie w sztucznych językach sprowadza się do zapisywania słów i zdań w odpowiedni sposób, tzn. zgodnie z semantyką i składnią języka. W ten sposób sztuczny język staje się środkiem łatwego porozumienia między programistą a maszyną.

Wynikiem szerokiego zastosowania EMC jest opracowanie wielu różnorodnych języków mniej lub bardziej uniwersalnych lub bardzo ściśle wyspecjalizowanych, przeznaczonych do programowania wąskiego zakresu rozkazów dla danego typu maszyny i danej grupy czynności.

Liczba kodów wyspecjalizowanych jest odpowiednio większa. Aktualnie dąży się do wprowadzenia języka znormalizowanego, jednakże przedsięwzięcie takie nie jest rzeczą łatwą, gdyż technika EMC rozwija się w bardzo szybkim tempie.

Mimo tych trudności normalizacja jest rzeczą możliwą, czego przykładem jest właśnie ALGOL, który po 7 latach od chwili opracowania nic nie stracił ze swej wartości użytkowej. Ostatnio ALGOL został przyjęty w wyniku prac międzynarodowej komisji specjalistów krajów socjalistycznych jako podstawowy język sym-

boliczny w zakresie obliczeń matematycznych i prac konstrukcyjno-naukowych w tych krajach.

Stopniowo wyposaża się więc EMC w translatory ALGOL-owskie (w Polsce opracowuje się translatory tego typu dla maszyn Elliott pracujących w autokodach typu MARK oraz dla maszyn typu „Ural” i „Odra”), co w konsekwencji spowoduje wzrost liczby programów problemowych pisanych w tym języku oraz możliwość ich wymiany wewnątrz kraju, a także ewentualny ich „eksport”.

Typowym przykładem zastosowania ALGOL-u do projektowania technologii jest sztuczny język „GEO-METR” 66 opracowany w ZSRR, o którym była już mowa.

Każdy producent EMC wyposaża je w jakiś własny autokod przystosowany do techniki rozwiązań danej maszyny. Zaletą tego typu języka symbolicznego jest jego prostota oraz łatwość translacji z niego na język wewnętrzny (sam translator zajmuje zazwyczaj niewiele miejsca w pamięci maszyny), co jest istotne dla maszyn niezbyt szybkich i o niedużej pamięci. Autokody, przez swoją specjalizację, są szczególnie chętnie wykorzystywane do programowania szczegółowych zagadnień technicznych (np. procesu technologicznego danej grupy części).

Wybór języka zapisu algorytmu projektowania procesów technologicznych jest operacją trudną. Użycie języków uniwersalnych (złożonych) powoduje konieczność przyswojenia skomplikowanych na ogół formuł semantyki i składni, rozbudowanie w samych programach części nagłówkowej i specyfikacyjnej oraz zadeklarowanie skomplikowanych procedur. Sama część operacyjna programu jest bardzo prosta i sprowadza się do wywołania odpowiednich procedur. Dodatkową zaletą jest możliwość uniwersalizacji programów. Programowanie w językach wyspecjalizowanych zapewnia prostotę budowy programu, ale wydłuża niekiedy bardzo znacznie część operacyjną oraz zawęża możliwość stosowania języka do określonej grupy wyrobów wytwarzanych w określonych warunkach. Wydaje się jednak, że obecna tendencja do normalizacji języka spowoduje stopniowy zanik języków wyspecjalizowanych.

Literatura

1. Czerwinska: „Podgotowka cyfrowych programm dla freziernych stankow z programmym uprawleniem”, Izd. Tiekhnika 1967.
2. Pruuden, Tamm: „Sistiem aawtomatizieskogo programmirowanija”, Stanki i Instrument, № 9 i 10 z 1965.
3. Czernyszew, Jachim: „Awtomatyzaczka obrabotki na mietałorieżuszczich stankach”, Maszgiz 1959.
4. Sałdykow: „Algorytm opriedielienija mnożestwa wozmożnych wariantow marszruta powierchnosti”, Wycz. Tiekhn. w Maszinostroj., X 1966.
5. Gonczarenko, Piatow, Safragan: „Awtomatizaczka projektirowanija tiechnologii obrabotki dietaliej so słożnym konturom”, WTM X 1966.
6. Komisarow, Baszutskij: „Projektirowanije tocznosti wywołnienija opieraczki miechanizieskogo obrabotki z pomoszczu EMC”, WTM X 1966.
7. Zozulewicz, Lambicz: „Priobrazowanije gieometriezieskogo informaczki pri awtomatizieskim projektirowanii”, WTM IV 1967.
8. Wojnow, Ogniew, Puczkow: „O primienienii tablicznogo jazyka pri awtomatizaczki tiechnizieskowo normirowanija”, WTM IV 67.
9. Zadrzyński E.: „O językach komputerów”, Maszyny Matematyczne, nr 1 i 2 z 68.
10. Łukaszewicz R.: „Zastosowanie EMC do obliczeń technicznych”, MON 1967.

Szkic monograficzny SZYBOWCOWEGO ZAKŁADU DOŚWIADCZALNEGO

Szybownictwo jest specyficzną dziedziną sportu, w której o sukcesie decydują zarówno umiejętności pilota, jak też i własności techniczne sprzętu. Sport ten w wojennym 25-leciu przeszedł piękną drogę: od trudnych początków, poprzez lata wytrwałej twórczej pracy do poziomu dzisiejszego, który pozwolił Polsce na zajęcie miejsca w ścisłej czołówce świata. Fakt, że od ponad dziesięciu już lat piloci nasi w najróżniejszych imprezach międzynarodowych zdobywają tytuły mistrzowskie i wicemistrzowskie lub zajmują jedno z czołowych miejsc, oraz że mistrzostwa krajowe rozgrywane są na monotypowych szybowcach o doskonałych własnościach aerodynamicznych jest w dużej mierze wynikiem działalności zaplecza technicznego szybownictwa.

Rozwój polskiej myśli technicznej i jej wpływ na poziom kadry narodowej i na odwrót, wpływ coraz to wyższych wymagań pilotów w stosunku do nowoczesności i osiągnięć polskiego sprzętu wytworzył żyzny grunt, na którym wyrósł ośrodek konstrukcyjny — Szybowcowy Zakład Doświadczalny w Bielsku-Białej. Postęp techniczny w lotnictwie posuwa się naprzód milowymi krokami. Wymaga natychmiastowego praktycznego stosowania najnowszych zdobyczy naukowych, przy czym najczęściej nie pozostawia czasu na eksperyment i zmusza do stosowania rozwiązań, których właściwość sprawdzana jest często już w atmosferze sportowych zmagani. Wymaga to od konstruktorów bardzo dużego doświadczenia, a w wielu przypadkach „wycucia” technicznego, stwarzającego ryzyko nieuzyskania zamierzonych osiągnięć szybowca. Jest to jednakże cena, którą trzeba zapłacić za możliwość utrzymania się w czołówce światowej.

Względy powyższe stanowią jedną z przyczyn, dla których w poszczególnych okresach czasu zaobserwować można wloty i upadki naszego szybownictwa, jednakże w przekroju całego 25-lecia linia rozwojowa polskiej myśli technicznej nieustannie pnie się w górę. Bezpośrednio po zakończeniu działań wojennych ocalałe kadry polskich konstruktorów skupiły się na terenie Bielska-Białej. Istniał tutaj podatny grunt do odbudowy polskiego szybownictwa, albowiem w 1945 roku powstał w Bielsku Centralny Harcerski Ośrodek Szybowcowy utworzony przez Ministerstwo Komunikacji, któremu podporządkowano na terenie Śląska wszystkie młodzieżowe kółka szybowcowe powstające samorzutnie przy zabezpieczaniu pozostawionego przez okupanta sprzętu.

W miarę krzepnięcia odbudowującej się państwowości polskiej musiało nastąpić ujęcie ruchu lotniczego w ramy organizacyjne. Koniecznością stało się stworzenie placówki, która rozpoczęłaby systematyczną pracę. Powołano więc do życia Instytut Szybownictwa w Bielsku. Został on utworzony w oparciu o Warsztaty Ośrodka Harcerskiego w Białej oraz Inspektorat Lotnictwa na woj. śląskie. Instytutowi podlegały szkoły szybowcowe na Żarze i w Golezowie oraz Warsztaty i Modelarnia w Białej. Tak szerokie zaplecze było dla Instytutu konieczne, albowiem do zadań jego należało prowadzenie prac w wielu kierunkach, a mianowicie: szybowcowe badania meteorologiczne, opracowywanie metodyki szkolenia szybowcowego, kształcenie instrukto-

Po krótkim przedstawieniu genezy powstania Szybowcowego Zakładu Doświadczalnego, początkowo Instytutu Szybownictwa, w Bielsku-Białej omówiono konstrukcje szybowcowe, jakie zostały tam opracowane od 1949 r., oraz znajdujące się obecnie w stadium projektowania lub prób. Przedstawiono również naukowy dorobek pracowników SZD.

rów, stworzenie teoretycznych podwalin lotów wyczynowych i zawodniczych oraz zagadnienia konstrukcyjne i technologiczne, łącznie z badaniem prototypów w locie.

Początkowo Instytut koncentrował się głównie nad zadaniami szkolenia przyszłych kadr pilotów. Masowość ruchu lotniczego wśród młodzieży w pierwszych latach powojennych stworzyła konieczność powołania odrębnej jednostki kierującej szkoleniem. Zadanie to przejęła Służba Polsce, później Liga Lotnicza, a wreszcie Aeroklub Polskiej Rzeczypospolitej Ludowej.

Instytut Szybownictwa skupia się wówczas głównie na problematyce technicznej, a bogaty dorobek szkoleniowy w postaci kursów, wypraw halniakowych, organizacji zawodów szybowcowych, stworzenia Centralnej Szkoły Instruktorów Szybowcowych, opracowania szeregu skryptów szkoleniowych i podręczników zamknął pierwszy okres działalności Instytutu. Zwrot ku zagadnieniom technicznym podyktowany został zarysującym się brakiem sprzętu dla bardzo szybko wzrastającej liczby wyszkolonych pilotów.

Biuro Konstrukcyjne Instytutu początkowo przeprowadzało prace związane z wykorzystaniem sprzętu, który bądź to przetrwał okres wojenny, bądź stanowił pozostałość po niemieckim okupancie. Należało doroobić dokumentację brakujących części i zespołów oraz przejąć nadzór nad remontami. Dalszym etapem było pełne zrekonstruowanie szybowców przedwojennych — tak powstały „Salamandra” oraz „Komar”. Jednocześnie prowadzone są prace nad konstrukcjami własnymi. Dla początkujących pilotów opracowany został jednomiejscowy szybowiec do szkolenia podstawowego IS-3 „ABC”, zaś dla bardziej zaawansowanych skonstruowano szybowiec wyczynowy IS-2 „Mucha”, który pozwolił na zdobywanie pierwszych laurów zawodniczych już na skalę międzynarodową. Aby umożliwić start polskiej ekipie na Zawodach Szybowcowych w Samedan w Szwajcarii w 1947 roku Instytut Szybownictwa zaprojektował i zbudował szybowiec zawodniczy IS-1 „Sęp”. Typowi temu ówczesna czołówka zawdzięcza wiele sukcesów, zdobywając przy tym doświadczenie, niezbędne przy szybko wzrastającym światowym standardzie wyczynowo-zawodniczym.

Stale rosnący poziom techniki pilotażu wywołuje dążność do włączenia do programu szkoleniowego akrobacji szybowcowej. Konstruktorzy wychodzą jej naprzeciw opracowując szybowiec akrobacyjny IS-4 „Jastrząb”, który przez wiele lat oddawał usługi aeroklubom w wychowaniu pilotów o największych umiejętnościach.

Biuro Konstrukcyjne, spełniając podstawowe wymagania szybowników z zakresu sprzętu użytkowego nie zapomina również o konieczności torowania postępu technicznego. Prowadzi więc wiele prac nad szybowcami eksperymentalnymi. Zrealizowano projekt szybowca w układzie nieortodoksyjnym IS-5 „Kaczka” oraz bezogonowiec SZD-6X „Nietoperz”. Oba szybowce doświadczalne odzwierciedlały kierunki ówczesnych prac badawczych Instytutu. Wprowadzono również nowości do maszyn użytkowych, i tak do kadłuba „Muchy” dokonstruowano skrzydło o profilu laminarnym — a nowy prototyp otrzymał oznaczenie IS-7 „Osa”.

Wzrastające stale zapotrzebowanie na sprzęt seryjny nie mogło być zaspokojone bez rozbudowy bazy technicznej. W roku 1951 zakończona zostaje budowa nowego obiektu na lotnisku, co pozwala stać się Instytutowi zakładem w pełni przemysłowym. Zmieniający się charakter działalności wymagał stworzenia nowych ram organizacyjnych, które w konsekwencji doprowadziły do zmiany profilu działalności przedsiębiorstwa i przemianowania go na Szybowcowy Zakład Doświadczalny. Placówka bielska weszła tym samym w drugi okres swej działalności, który wywarł niezatarty ślad na linii rozwojowej naszego szybownictwa, zaznaczony bardzo już wysokim poziomem krajowym oraz ekspansją poza granice kraju.

Ogromnym skokiem do przodu było opracowanie nowych dwóch konstrukcji: SZD-8 „Jaskółka” oraz SZD-9 „Bocian”. „Jaskółka” to szybowiec wysokowyczynowy i zawodniczy, jednomiejscowy. Zasłużył się bardzo polskiemu sportowi. Dzięki niemu zniknęło wiele białych plam w tabelach rekordów krajowych i międzynarodowych. Podobną rolę spełnił „Bocian” w grupie szybowców dwumiejscowych. Szybowce te umożliwiły również naszemu przemysłowi wyjście na rynki zagraniczne. Nic więc dziwnego, że oba szybowce przeszły przez wiele przeróbek i modyfikacji, których celem było stałe dostosowywanie ich do bieżących potrzeb użytkowników. O walorach tych konstrukcji świadczyć może fakt, że „Bocian” w zmodyfikowanej wersji SZD-9bis-1E do dzisiejszego dnia znajduje się na liście eksportowej SZD.

Doświadczenia aeroklubu w zakresie wyszkolenia wykazały, że najekonomiczniej przebiega szkolenie pilotów na szybowcu dwumiejscowym. Biuro Konstrukcyjne SZD przystępuje więc do opracowania odpowiedniego szybowca szkolnego SZD-10 „Czapla”. Bardzo duża przydatność tego szybowca spowodowała szybkie uruchomienie produkcji seryjnej w celu wyposażenia aeroklubów krajowych oraz zagranicznych w drodze eksportu.

Szybownictwo nasze miało więc sprzęt wysokowyczynowy, akrobacyjny oraz szkolny, natomiast wyraźnie dawał się odczuć brak szybowców przejściowych, które zapełniłyby lukę pomiędzy „Czaplą” a „Jaskółkami” i „Bocianami” czy „Jastrzębiem”. Stąd na warsztacie Biura Konstrukcyjnego pojawia się nowy prototyp: SZD-12 „Mucha” 100. Oparty na własnościach aerodynamicznych IS-2 „Muchy” miał on umożliwić pilotom szkolenie w lotach termicznych i zdobywanie warunków do srebrnej odznaki szybowcowej w ramach podstawowego wyczynu. Ponieważ „Mucha” 100 warunki powyższe doskonale spełniała, doczekała się szybko budowy w dużej serii.

Opracowane dotychczas typy szybowców pozwoliły konstruktorom na zgromadzenie poważnego kapitału wiedzy i doświadczenia, które wzbogacane było stale przez projektowanie i budowę szybowców eksperymentalnych bądź użytkowych, ale budowanych pojedynczo z wyraźnym przeznaczeniem do udziału w imprezach sportowych. Na bazie „Jaskółek” powstaje wówczas szybowiec zawodniczy SZD-11 „Albatros” oraz SZD-14X „Jaskółka” M z usterzeniem w układzie motylkowym. Opracowano również projekt drugiego polskiego bezogonowca SZD-13X „Wampir” 2, który jednak nie doczekał się realizacji warsztatowej wskutek niedostatecznej mocy produkcyjnej działu technicznego SZD, z trudem nadążającego za stale rosnącymi potrzebami sprzętowymi.

Tymczasem w kraju szkolenie młodzieży w ramach Służby Polsce powiększa się stale grono pilotów, dla których wciąż brak sprzętu przejściowego, nadającego się do lotów bezpośrednio po ukończeniu szkolenia na „Czapli”. Dla zaspokojenia tej bolączki SZD opracowało prototyp szybowca drewnianego SZD-15 „Sroka” oraz szybowca o konstrukcji mieszanej metalowo-drewnianej SZD-16 „Gil”, przy czym „Sroka” weszła do produkcji seryjnej. Natomiast tylko w jednym egzemplarzu wykonano szkolny szybowiec SZD-18 „Czajka”.

Coraz popularniej stosowane w szybownictwie profile laminarne wykazywały wyraźną przewagę nad klasycznymi. Z tego względu zastosowano je w „Jaskół-

ce” projektując i budując nową jej wersję SZD-17X „Jaskółka” L.

Omawiane lata są okresem dużego wzrostu potencjału przemysłu szybowcowego. Szybowcowy Zakład Doświadczalny działa jako wiodący w ramach przedsiębiorstwa Zakłady Sprzętu Lotnictwa Sportowego z dyrekcją w Warszawie. W skład przedsiębiorstwa wchodzi także zakłady zajmujące się produkcją seryjną oraz remontami sprzętu, zlokalizowane we Wrocławiu, w Jeżowie Sudeckim, w Poznaniu oraz w Krośnie nad Wisłokiem. Wachlarz zagadnień technicznych przedsiębiorstwa obejmuje także projektowanie i konstrukcję szybowcowego sprzętu pomocniczego: wyciągarek oraz ściągarek i wózków transportowych. Ponadto pracownicy przedsiębiorstwa biorą czynny udział w tworzeniu podstaw sportu i techniki szybowcowej na terenie Chińskiej Republiki Ludowej.

Momentem przełomowym dla rozwoju polskiej myśli technicznej, a jednocześnie początkiem trzeciego okresu prac SZD stały się Szybowcowe Mistrzostwa Świata rozegrane w 1958 r. w Lesznie Wlkp. Sytuacja krajowa lat pięćdziesiątych nie pozwalała polskim konstruktorom na kontakty z ogólnosiwiatową techniką szybowcową. Rozeznanie oparte jedynie na informacji prasowej musiało być z natury rzeczy połowiczne, tym bardziej że względy handlowe hamują autorów artykułów przed wyczerpującymi opisami nowości technicznych. Dopiero bezpośrednia konfrontacja w Lesznie, kontakty osobiste i obserwacje czołowego sprzętu świata spowodowały w wielu przypadkach rewizję kierunków dotychczasowej linii rozwoju naszych konstrukcji.

Decyzją międzynarodowej federacji lotniczej FAI wprowadzony został podział szybowców na 2 klasy: otwartą i standard. W klasie otwartej wolno było stosować wszystkie najnowsze rozwiązania techniczne, natomiast klasa standard wprowadzała pewne dość rygorystyczne ograniczenia, jak np.: rozpiętość co najwyżej 15 m, podwozie stałe, brak mechanizacji skrzydła. Klasa standard miała w swych założeniach umożliwić start zawodnikom, których nie stać było na bardzo drogi sprzęt klasy otwartej. Podział ów postawił przed Biurem Konstrukcyjnym pilne zadanie opracowania nowych konstrukcji w obu klasach. Przystąpiono do pracy nad adaptacją „Muchy” 100 do nowych wymagań klasy standard. Zmiana parametrów aerodynamicznych oraz sylwetki stworzyła nowy prototyp SZD-22 „Mucha” Standard, który w Lesznie przyniósł Polsce tytuł mistrzowski w klasie standard. „Mucha” Standard po mistrzostwach weszła do produkcji seryjnej i przez wiele lat, ulegając różnym modyfikacjom, stanowiła podstawowy sprzęt dostarczany aeroklubom krajowym oraz w bardzo dużej ilości eksportowany za granicę.

W klasie otwartej miał startować szybowiec SZD-19X „Zefir”. Był on bardzo śmiałym wówczas projektem. Wystarczy tylko wspomnieć, że zastosowano w nim po raz pierwszy leżącą pozycję pilota, do mechanizacji skrzydła oraz mechanizmu chowania podwozia wykorzystano instalację hydrauliczną, zastosowano oryginalną strukturę wewnętrzną skrzydła i układ okuć głównych oraz hamulec aerodynamiczny w postaci spadochronika. Trudne problemy konstrukcyjne zostały jednakże przezwyciężone, natomiast realizacja warsztatowa, opierająca się po części na kooperacji z innymi zakładami, uległa opóźnieniu, co uniemożliwiło dokończenie prototypu przed mistrzostwami. Już w trakcie opracowywania i budowy prototypu zebrano wiele doświadczeń, w wyniku których sylwetka uległa całkowitej zmianie, i wprowadzono szereg modyfikacji konstrukcyjnych. W tej formie „Zefir” produkowany był w krótkiej serii, przynosząc polskim skrzydłom tytuł mistrzowski klasy otwartej podczas mistrzostw w Argentynie w 1963 roku.

Konfrontacja lesznieńska pozwoliła również na wytyczenie dalszej linii rozwojowej szybowców w klasie standard, której sfinalizowaniem było opracowanie wysokowyczynowego szybowca zawodniczego SZD-24 „Foka”. Był to niewątpliwie najnowocześniejszy i najlepszy szybowiec klasy standard pierwszej połowy lat sześćdziesiątych. „Foka” łączyła bowiem w sobie dwie najistotniejsze cechy szybowca — szczytowe osiągi oraz

latwy pilotaż. Przyniosła Polsce tytuł mistrzowski w klasie otwartej (pomimo, że była szybowcem klasy standard) podczas mistrzostw 1963 r. w Anglii, gdzie najlepiej odpowiadała miejscowym warunkom meteorologicznym. Przy konstrukcji „Foki” wykorzystano wiele nowości technicznych łącznie z nowo powstałymi tworzywami. Produkowana była w dużych seriach, przy czym ulegała wielu zasadniczym modyfikacjom, z których najważniejszą była zmiana konstrukcji skrzydła z dźwigarowego na wielopodłużnicowe.

Jednocześnie Biuro Konstrukcyjne nie przerywa studiów i prac doświadczalnych. Opracowano bowiem projekt modyfikacji „Bociana” ze zmianą aerodynamiki skrzydła i sylwetki jako SZD-23 „Bocian” 2, nie wyszedł on jednak poza stadium projektu. W podobnej fazie zakończono prace projektowe nad motoszybowcem SZD-26 „Wilk” oraz dwukadłubowym szybowcem pomiarowym SZD-28 „Latające laboratorium”. Natomiast zaprojektowano i zbudowano prototyp bezogonowca SZD-20X „Wampir” 2, który pozwolił na zebranie wielu doświadczeń podczas prób w locie.

Z kolei zaistniała potrzeba zastąpienia wysłużonego już „Jastrzębia” nowym typem. Rozpoczęto więc prace nad szybowcem akrobacyjnym SZD-21 „Kobuz”, przy czym założono, że musi on łączyć w sobie cechy akrobacyjno-wyczynowe. Z uwagi na zastosowanie wielu precedensowych rozwiązań konstrukcyjnych „Kobuz” przeszedł długą drogę modyfikacji, aby doczekać się budowy seryjnej w wersji ostatecznej jako „Kobuz” 3.

Odstępując od tradycyjnego tworzywa drewnianego rozpoczęto prace nad konstrukcjami mieszanymi i całkowicie metalowymi. Zaadoptowanie drewnianego skrzydła „Muchy” Standard do nowo opracowanego kadłuba metalowego pozwoliło na stworzenie nowego prototypu SZD-25 „Lis”, który produkowany w krótkiej serii wszedł do wyposażenia polskich aeroklubów. Konstrukcją całkowicie metalową był dwumiejscowy szybowiec szkolno-treningowy SZD-27 „Kormoran”. Zarówno opracowanie dokumentacji konstrukcyjnej, jak też i realizacja warsztatowa były dla Szybowcowego Zakładu Doświadczalnego przedsięwzięciem bardzo trudnym z uwagi na brak doświadczenia w dziedzinie konstrukcji metalowych. Czynniki te spowodowały, że cykl prac nad tym prototypem był dosyć długi. Zgodnie z założeniami „Kormoran” miał służyć do masowego szkolenia młodzieży na letnich obozach Lotniczego Przesposobienia Wojskowego. Jednakże zmiana polityki szkoleniowej zamknęła „Kormoranowi” drogę do produkcji seryjnej.

Rodzina „Zefirów” wzbogaca się o dalsze dwa prototypy, a mianowicie SZD-29 „Zefir” 3 oraz SZD-31 „Zefir” 4. Oba szybowce reprezentują klasę otwartą. Poza nazwą nic właściwie nie łączy ich z poprzednimi „Zefirami”. Charakterystyczną cechą obu konstrukcji jest zastosowanie klap wyporowych na całej rozpiętości skrzydła, mającego z kolei ciekawą konstrukcję skorupową ze sklejki o zmiennej grubości wzdłuż cięciwy. W grupie szybowców treningowo-wyczynowych zaprojektowany został szybowiec SZD-30 „Pirat”. Cechą charakterystyczną tej konstrukcji jest trójdzielne skrzydło oraz usterzenie w układzie T. Dobre własności lotne prototypu pozwoliły na szybkie uruchomienie serii i wciągnięcie „Pirata” na listę podstawowego produktu eksportowego SZD.

Doświadczenia „Pirata” potwierdziły korzyści eksploatacyjne płynące z zastosowania usterzenia typu T, toteż wykorzystano je przy opracowywaniu dalszej wersji rozwojowej „Foki”. Po wprowadzeniu zmian konstrukcyjnych i modyfikacji usterzenia pojawił się nowy prototyp SZD-32 „Foka” 5, który wprowadzony został do produkcji seryjnej. Przedstawiony do konkursu na najlepszy szybowiec świata w klasie standard, organizowanego przez techniczną organizację szybownictwa OSTIV, uzyskał w 1968 r. pierwsze miejsce.

Omówione konstrukcje zamykają okres 22-letniej działalności Szybowcowego Zakładu Doświadczalnego w zakresie projektów zrealizowanych. W chwili obecnej na warsztacie Biura Konstrukcyjnego i Działu Technicznego znajduje się szereg opracowań. Zakończono

dokumentację techniczną dwumiejscowego szybowca treningowo-wyczynowego SZD-24 „Bocian” 3. W stadium opracowywania znajduje się projekt szybowca szkolnego SZD-35 „Bekas”, który zastąpi wysłużoną już „Czaplę”.

Z myślą o przyszłych mistrzostwach świata biegnie realizacja nowych projektów szybowców zawodniczych: w klasie standard SZD-36 „Cobra” 15 i w klasie otwartej SZD-39 „Cobra” 17. Rozpoczęto również studium szybowca z tworzyw sztucznych SZD-37 „Jantar”.

Bogaty dorobek SZD jest dziełem konstruktorów, pilotów i organizatorów, którzy od lat związali się z szybownictwem. Początki prac Instytutu Szybownictwa łączą się nierozzerwalnie z nazwiskami: M. Gracza, W. Humena, W. Janicy, F. Kotowskiego, R. Matza, P. Mynarskiego, J. Niespała, W. Nowakowskiego, M. Wasilewskiego, R. Weigla, R. Zatwarnickiego, A. Zientka. Dalsze lata przynoszą stały wzrost kadry twórczej, która wzbogaca się o osoby: K. Albina, Z. Badury, J. Dyrka, A. Dziurzyńskiego, I. Kaniewskiej, T. Kostii, A. Kokota, T. Łabucia, W. Okarmusa, J. Sandauera, A. Skarbińskiego, S. Skrzydlewskiego, B. Szuby, J. Śmielkiewicza, J. Trzeciaka, M. Wiśniewskiego. Większość z wymienionych pracuje w SZD do dnia dzisiejszego.

Oprócz zasadniczego dorobku konstrukcyjnego pracownicy SZD przyczynili się w walnie do wzbogacenia literatury szybowcowej zarówno w dziedzinie szkoleniowej, jak i technicznej. Tematyka książek i artykułów w prasie czy referatów była bardzo różnorodna i obejmowała następujące dziedziny: aerodynamika, mechanika lotu, konstrukcja i wytrzymałość elementów szybowca, technologia i materiałoznawstwo lotnicze, eksploatacja szybowców, teoria pilotażu i wskazówki szkoleniowe, ocena zawodów i mistrzostw, racjonalizacja i normalizacja, reportaże, wywiady itp.

Ogółem ukazało się dotychczas ponad 180 publikacji. Wiele z nich przybrało formę książkową, przy czym do najważniejszych pozycji należy zaliczyć: opracowania zbiorowe „Szybownictwo” pod redakcją W. Humena oraz „Informator lotniczy” pod redakcją R. Weigla. Dalsze pozycje to: „Warsztatowiec lotniczy” A. Kokota, J. Niespała i A. Skarbińskiego; „Silniki lotnicze” T. Kostii; „Mechanik wyciągarkowy i ściągarkowy” R. Zatwarnickiego; „Szybownictwo na świecie” K. Albina; „Na falach halniakowych” i „Wielka przygoda” A. Zientka; „Podstawowe wiadomości z teorii lotu” W. Nowakowskiego; „Projektowanie i konstrukcja szybowców” A. Skarbińskiego i W. Stafieja.

Publikacje pracowników SZD ukazywały się na łamach „Techniki lotniczej”, „Magazynu Racjonalizatora Lotnictwa”, „Horyzontów techniki”, „Biuletynu Informacyjnego Instytutu Lotnictwa”, „Zeszytów Instytutu Lotnictwa”, „Skrzydlatej Polski” i w wielu lotniczych czasopiśmie zagranicznych.

Dziełem SZD jest także opracowanie wielu metod obliczeniowych, szczególnie w zakresie aerodynamiki i wytrzymałości, przygotowanych głównie przez W. Nowakowskiego i J. Sandauera. Teoretyczna działalność naszego zakładu znana jest także na terenie organizacji OSTIV, na forum której wysłuchano wielu referatów omawiających wyniki prac i doświadczeń bielskiej placówki.

Szybowcowy Zakład Doświadczalny stał się w ostatnich latach dużym i skomplikowanym organizmem. Jest niejako znakiem firmowym przedsiębiorstwa Zakłady Sprzętu Lotnictwa Sportowego i ma swoje oddziały we Wrocławiu i Jeżowie Sudeckim.

Biuro konstrukcyjne podzielone jest na dwa główne pionierzy: konstrukcyjny i technologiczny. W ramach pionierów istnieje podział na sekcje, co wiąże się z koniecznością wprowadzania coraz większej specjalizacji kadr, wobec szybko rosnącego ogólnego zasobu wiedzy. Na potwierdzenie tego wystarczy przytoczyć fakt szerokiego korzystania z usług elektronicznej maszyny cyfrowej przy dokonywaniu technicznych analiz obliczeniowych, a to wymaga specjalnych kwalifikacji. Rozbudowie uległ także dział ekonomiczno-handlowy i dział eksploatacji, z uwagi na szybko rosnącą sieć zagranicznych placówek użytkujących polski sprzęt.

Wysoka jakość wykonawstwa polskich szybowców oraz ich walory techniczne spowodowały, iż portfel zamówień zagranicznych znacznie przerasta zdolność produkcyjną przedsiębiorstwa. Zaistniała więc pilna potrzeba rozbudowy bazy technicznej. Przystąpiono zatem w Bielsku do budowy nowego obiektu i w bieżącym roku oddana została do użytku nowa hala warsztatowa, co powiększyło moc produkcyjną przedsiębiorstwa.

Mówiąc o produkcji nie sposób nie wspomnieć o ogromnej rzeszy bezpośrednich wykonawców, robotników, i dozoru inżynieryjno-technicznego. Lista byłaby tutaj bardzo długa, ograniczymy się przeto do wymienienia nazwisk szefa produkcji F. Waliczka i kierowników Zakładów we Wrocławiu R. Radwańskiego i w Jeżowie J. Grunwalda.

O wielkim zaangażowaniu załogi w dzieło przyspieszenia i ulepszenia prac warsztatowych może najlepiej świadczyć fakt wydania ponad 250 świadectw racjonalizatorskich, a w wielu przypadkach współautorstwa robotników w tworzeniu nowych technologii i realizacji warsztatowej prac doświadczalnych.

Rok 1969 będzie znów okresem przełomowym w historii bielskiej placówki. Rosnące zadania i powiększająca się skala trudności w walce konkurencyjnej z zachodnimi ośrodkami konstrukcyjnymi wymagają dalszej reorganizacji przedsiębiorstwa. Powołany świeżo do życia Zakład Doświadczalny Rozwoju i Budowy Szybowców przy ZSLS w Bielsku Białej, będący obecnie w stadium organizacji, przejmie wszystkie zagadnienia związane z projektowaniem, budową i próbami w locie prototypów, dysponując własnym wyodrębnionym zapleczem technicznym. Produkcja seryjna spoczywać będzie w gestii trzech zakładów produkcyjnych w Bielsku, Wrocławiu i Jeżowie. Całością prac kierować będzie Dyrekcja w Bielsku Białej.

Załoga przedsiębiorstwa w bieżącym roku uległa znacznemu wzrostowi. Wzrosła także powierzchnia produkcyjna, co jest odbiciem zadań planowych nałożonych na Zakłady Sprzętu Lotnictwa Sportowego, z których kierownictwo i załoga pragną wywiązać się dobrze. Piętrzą się przeto trudności, szczególnie natury organizacyjnej. Cała jednak załoga wierzy, iż zostaną one pomyślnie przezwyciężone, a wiarę tę opiera na ponad dwudziestoletniej historii SZD, który zawsze z każdej batalii potrafił wyjść zwycięsko.

Osobny rozdział dziejów SZD stanowi współpraca z innymi instytucjami. Niewątpliwie bujny rozwój przedsiębiorstwa datuje się od roku 1957, tj. od chwili przejścia go przez Zjednoczenie Przemysłu Lotniczego, a to z uwagi na większe możliwości finansowego poparcia wielu ambitnych zamierzeń.

Prace prototypowe wykonywane były w ścisłej współpracy z Instytutem Lotnictwa, który wspomagał zakład biorąc na siebie część prac doświadczalnych zarówno konstrukcyjnych, jak i technologicznych, a przede wszystkim działając jako czynnik opiniotwórczy. Na podkreślenie zasługuje również harmonijna współpraca z Inspektorem Kontroli Cywilnych Statków Powietrznych, wypełniającym obowiązki organu nadzoru państwowego. Współpraca obu instytucji uwidoczniała się szczególnie wyraźnie podczas wykonywania prób w locie, w wyniku których sprzęt prototypowy po dokonaniu niezbędnych korekt uzyskiwał świadectwa sprawności technicznej. W Instytucie Lotnictwa wykonywano również wiele integralnych naziemnych prób wytrzymałościowych, albowiem SZD

nie był przygotowany technicznie do podejmowania tego rodzaju prac.

Ścisłe współpracowano także z katedrami Wydziału Lotniczego Politechniki Warszawskiej, które dokonywały wielu ekspertyz wytrzymałościowych, przeprowadzały badania rezonansowe i obliczenia flatterowe polskich szybowców. Ostatnio zakład korzysta z prac Katedry Aerodynamiki nad konstruowaniem i badaniem specjalnych profilów szybowcowych.

Najczęstsze kontakty łączą nas z Centralą Handlu Zagranicznego „Motoimport”, która jest eksporterem naszego sprzętu lotniczego. Zakres współpracy z „Motoimportem” jest bardzo szeroki. Konieczne bowiem stało się systematyczne przeprowadzanie szerokiej kampanii reklamującej nasz sprzęt za granicą. Piloci doświadczalni SZD brali wielokrotnie udział w demonstracjach w locie polskich szybowców z okazji najprzeróżniejszych lotniczych imprez sportowych, targów, wystaw, pokazów, salonów itp. Przedstawiciele SZD wyjeżdżali także do różnych krajów dla ustalenia niezbędnych zmian konstrukcyjnych, zakresu dokumentacji towarzyszącej, względnie dodatkowych wymagań użytkowników, niezbędnych do uzyskania rejestracji szybowca w danym państwie. Ponadto na przedstawicielach SZD ciążył obowiązek wyboru i przeprowadzenia wstępnych rozmów z placówkami technicznymi za granicą, które podjęłyby się wykonawstwa autoryzowanych remontów gwarancyjnych polskich szybowców. O skali trudności tych zadań i konieczności odrywania się od normalnego toku pracy niechaj świadczy fakt, iż eksportem objętych jest 35 krajów we wszystkich częściach świata, a liczba wyeksportowanych do dzisiaj szybowców zamyka się liczbą 740 sztuk.

Instytucją, z którą SZD związał się szczególnie, jest Aeroklub PRL, ponieważ on jest krajowym odbiorcą sprzętu i on dostarcza najwięcej danych eksploatacyjnych zbieranych w trakcie użytkowania szybowców. Budowa prototypów przeznaczonych dla polskiej kadry narodowej do występów w mistrzostwach świata prowadzona była na zlecenie Aeroklubu PRL i przez niego w dużym stopniu finansowana. Prace projektowe przebiegały więc przy częstej konsultacji z przedstawicielami kadry narodowej oraz wydziałów wyszkolenia i technicznego Zarządu Głównego Aeroklubu PRL. Wielu zresztą spośród grona konstruktorów jest czynnymi pilotami szybowcowymi działającymi na terenie Aeroklubu Bielsko-Bialskiego. SZD służy ponadto zawsze pomocą warszatom remontowym APRL, udzielając konsultacji technicznej w przypadkach nietypowych remontów iub konieczności udokumentowania zmian wymaganych przez specjalne zastosowanie eksploatacyjne sprzętu. W tym zakresie należy podkreślić współpracę z Biurem Konstrukcyjnym APRL w Krakowie.

Przedstawiony tutaj rys monograficzny Szybowcowego Zakładu Doświadczalnego ujmuje tylko najistotniejsze momenty w historii tej instytucji. Mnóstwo faktów zarejestrowanych w kronikach zakładu zostało pominiętych, albowiem pełne opracowanie znacznie przekraczałoby ramy niniejszego artykułu. Niemniej jednak przytoczone chronologicznie drogi rozwoju bielskiej kolebki powojennego polskiego szybownictwa pozwalają na ocenę ogromu pracy włożonej przez konstruktorów, robotników i całą załogę SZD w dzieło rozwoju i umacniania pozycji naszego kraju w wielkiej międzynarodowej rodzinie szybowników.

Książki i czasopisma

**w bibliotekach NOT
niezbędne do twórczej pracy
naukowo-badawczej**

Stosowana w praktyce przemysłowej terminologia z zakresu zagadnień związanych z niezawodnością wyrobu stwarza możliwości dużej dowolności w interpretacji znaczenia poszczególnych określeń, powodując nieporozumienia między wytwórcą a użytkownikiem. Powstaje więc konieczność wprowadzenia do użytku określeń jednoznacznie rozumianych przez wszystkich zainteresowanych. Artykuł stanowi próbę usystematyzowania pojęć, a w szczególności zawiera propozycje zastąpienia terminów obcych i nieprecyzyjnych ściślejszymi określeniami polskimi.

PROPOZYCJE NA TEMAT TERMINOLOGII ZWIĄZANEJ Z POJĘCIEM RESURSU I GWARANCJI

Stykając się na co dzień z potrzebą praktycznego stosowania w lotnictwie określeń wymienionych w tytule niniejszego artykułu nasuwa się refleksja, że w polskiej terminologii lotniczej brak jest logicznego odpowiednika tych niepolских określeń. Zagadnienie jest tym bardziej skomplikowane, że dotychczas używane określenia są pojęciami nieściśłymi, a nieśmiało podejmowane próby uściślenia ich często wprowadzają więcej zamieszania niż porządku.

Określenie „resurs”, przyjęte w naszym słownictwie technicznym z literatury radzieckiej, oznacza w języku rosyjskim „zasób” [1]. Pochodzi ono z języka francuskiego, w którym „ressources” oznacza środki, zasoby pieniężne, a zaadaptowane do języka polskiego jako „resursy” oznacza sposoby, środki pomocnicze, zaradcze [2]. Spotykane w praktyce określenie „resurs techniczny” oznaczałoby „zasób techniczny”, a więc jakąś rezerwę techniczną, np. zapas możliwości wykorzystania technicznego.

Wydawnictwo [3] podaje takie objaśnienie hasła „resurs”: „a) płatowca — okres czasu ustalony doświadczalnie i teoretycznie dla konstrukcji danego płatowca, w ciągu którego można bez specjalnych zabiegów naprawczych (poza uszkodzeniami) eksploatować bezpiecznie dany płatowiec; po upływie resursu płatowiec może być wyremontowany i można go nadal eksploatować. Każdy typ płatowca zależy od przeznaczenia, materiału, z jakiego jest zbudowany, warunków przechowywania i konserwacji, ma określony resurs oraz liczbę napraw; po wyczerpaniu całego resursu, od czasu ostatniej przewidzianej dla danego typu naprawy, płatowiec ulega wycofaniu z eksploatacji; b) silnika — (objaśniony analogicznie).

Określenie to moim zdaniem jest nieściśle, ponieważ już samo hasło „resurs” jest pojęciem zbyt ogólnym i nie precyzuje, o jaki „zasób” chodzi. Z pierwszej części objaśnienia hasła wynika, że jest to okres czasu, w ciągu którego można bezpiecznie użytkować wyrób. Ale z dalszej części objaśnienia nie wiadomo, czy chodzi o resurs do pierwszego remontu, „resurs i liczbę napraw”, czy o „cały resurs”. Występuje tu kilka pojęć wymagających logicznego uporządkowania, do czego jeszcze powrócimy.

Objaśnienie hasła „resurs” zawarte w [4] brzmi: „ustalony okres pracy sprzętu, w czasie którego zagwarantowane jest bezpieczeństwo i sprawność eksploatacji”. Przytoczone wyżej określenie posługuje się dwoma niewłaściwie użytymi pojęciami: „okres gwarancyjny” i „sprawność”. „Okres gwarancyjny” jest pojęciem handlowym, które nie jest równoznaczne z „resursem” i zostanie omówione dalej. Natomiast „sprawność” ma określony sens techniczny, nie wymagający objaśnienia. Pojęcie „sprawność eksploatacji” jest dziwologiem technicznym i nie powinno być używane.

W pewnym specjalistycznym wojskowym wydawnictwie lotniczym spotyka się następujące objaśnienie hasła „resurs techniczny”: — maksymalnie dopuszczalny czas pracy sprzętu lotniczego, podczas którego za-

pewnia się niezawodność sprzętu, pod warunkiem przestrzegania ustalonych zasad eksploatacji, remontu i przechowywania”.

Przytoczone objaśnienie, pomimo niewątpliwie dużej zwięzłości, zawiera również nieściśłość, ponieważ „maksymalnie dopuszczalny czas pracy wyrobu” (niekoniecznie sprzętu lotniczego — przyp. aut.) sugeruje, że jest to raczej jego „czas bezpiecznego użytkowania”. Postawiony jest jednak warunek przestrzegania określonych zasad obchodzenia się z wyrobem, w tym również jego remontu, a więc odnowienia jego charakterystyk technicznych i nadania mu nowych możliwości użytkowych. Wobec tego tak określony „resurs” nie może być „resursem technicznym”, skoro wymaga dopiero określonych zabiegów, niezbędnych do przywrócenia wyrobowi jego utraconych właściwości technicznych. Może natomiast być „resursem użytkowym”.

Znajdująca się w użyciu w polskim przemyśle lotniczym radziecka norma GOST 13377—67 [5] rozróżnia szereg pojęć, związanych z niezawodnością w technice. Są to między innymi takie pojęcia, jak: „resurs”, „resurs gammadoprocentowy”, „resurs wyznaczony”, „niezawodność”, „długowieczność”, „okres służby”, „okres gwarancyjny”. Niestety, również i ten dokument zawiera określenia nieprecyzyjne. Na przykład objaśnienie hasła „resurs” brzmi: „okres pracy wyrobu do stanu granicznego, omówionego w dokumentacji”. Sięgając z kolei do hasła „długowieczność” odszukuje się w uwagach następujące objaśnienie: „stan graniczny wyrobu określony jest niemożliwością dalszej jego eksploatacji lub zastrzeżonym obniżeniem jego efektywności albo wymaganiami bezpieczeństwa i jest omawiany w dokumentacji technicznej”.

Bardzo ciekawym określeniem spośród wyżej wymienionych jest następujące: „resurs gammadoprocentowy jest to resurs, który osiąga i przeciętnie przewyższa warunkowy procent (γ) wyrobów danego typu; warunkowy procent wyrobów stanowi regulaminowe prawdopodobieństwo (określone przepisami — *przyp. aut.*); jeżeli np. $\gamma = 90\%$, to odpowiadający mu resurs należy nazywać **dziewięćdziesięcioprocentowym** i analogicznie — przy innych wartościach γ ”.

Osobiście jestem zdania, że w procentach powinna być określana na podobnych zasadach raczej „niezawodność wyrobu”, co dałoby możliwość oszacowania stopnia zaufania do wyrobu.

W ostatnim okresie czasu coraz częściej w różnych opracowaniach Instytutu Lotnictwa, w prasie codziennej i w pewnych publikacjach technicznych spotyka się określenie „żywność wyrobu”. Moim zdaniem, to określenie nie precyzuje ściśle fizycznego sensu zagadnienia, ponieważ utworzone od słowa „żywność” nieuchronnie kojarzy się z życiem, którego przecież wyrób jako wytwór przemysłowy, a nie biologiczny, nie posiada. Wydawnictwo [6] str. 468 rozróżnia nawet „okres trwałości ostrza” i „żywność ostrza”.

W opracowaniach Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych, a także w wielu artykułach drukowanych w

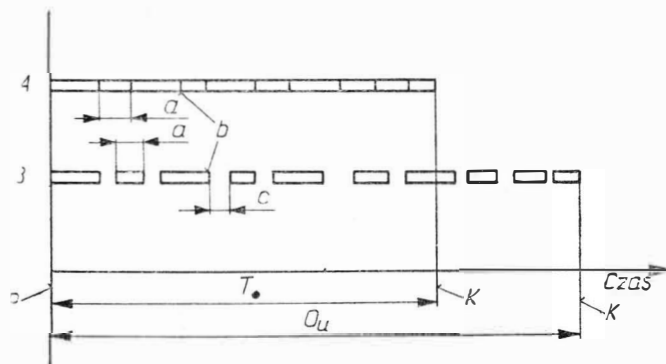
* Również w „Technice Lotniczej i Astronautycznej”, *przyp. redakcji*.

„Przeglądzie Technicznym”*, używane jest określenie „trwałość wyrobu” (np. trwałość indywidualna lampy elektronowej [7]). Uważam, że określenie „trwałość” w zadowalający sposób objaśnia fizyczną istotę przedmiotu i jest zgodne również ze znaczeniem hasła, używanych w językach obcych. Np. w języku niemieckim: Dauerhaftigkeit (f) — **trwałość**, długotrwałość (odporność na czynniki zewnętrzne) [8], od Dauer (f) — **trwanie**, okres, przeciąg czasu [9]. W języku rosyjskim analogicznie: стабилност’ (f) — **stateczność**, stałość, **trwałość**, niezmienność, stabilność [1] (np. stabilność światła — trwałość barwy [10]). W języku polskim słowo obcego pochodzenia „stabilizować” oznacza czynić stałym, **utrzymywać** [11].

Określenie „trwałość wyrobu” również dobrze zgadza się z mającym już prawo obywatelstwa w obróbce skrawaniem pojęciem „trwałość ostrza skrawającego” [12], czy w elektrotechnice „trwałość akumulatora” [13].

Z uwagi na potrzebę dysponowania w technice lotniczej określeniami, które będą jednoznacznie i ściśle precyzowały różnorodne zagadnienia związane z niezawodnością wyrobu, konieczne jest przedyskutowanie i ustalenie najważniejszych pojęć. W przyszłości powinny one wejść na stałe do polskiego słownictwa technicznego jako składniki polskiej normy, której opracowanie staje się coraz bardziej konieczne.

Do powszechnego użytku należy przyjąć określenie „trwałość” jako najlepiej wyrażające istotę problemu. Uważam, że nie powinno się używać określenia „okres trwałości” z uwagi na to, że już samo pojęcie „trwałość” zawiera w sobie wyobrażenie pewnego odcinka czasu, w ciągu którego musi istnieć trwanie, czyli określona niezmienność wyrobu w czasie. Należy jednak odróżniać pojęcie „trwałości”, które stanowi sumę czasów pracy wyrobu (w godzinach, cyklach pracy, zadziałaniach itp.) od pojęcia „okres użytkowania”, które stanowi sumę czasów pracy i sumę przerw w pracy wyrobu (na ogół w miesiącach, latach).



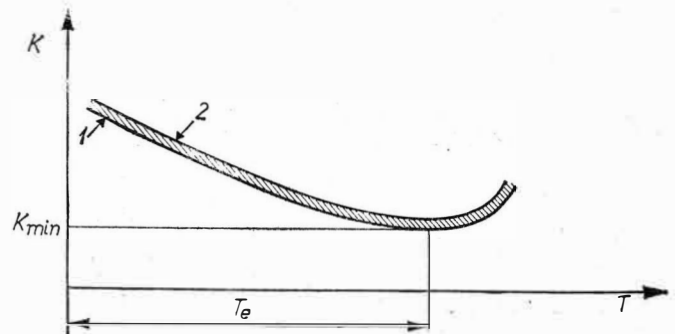
1. Porównanie trwałości z okresem użytkowania wyrobu: A, B — warianty porównawcze, P — początek użytkowania wyrobu, K — koniec użytkowania wyrobu, a — czas pracy pomiędzy kolejnymi zatrzymaniami, b — zatrzymanie, c — przerwa w pracy, T — trwałość, O_u — okres użytkowania

Należy poza tym wprowadzić kilka przymiotników uzupełniających, które wyjaśnią bliżej, o jaki rodzaj „trwałości” chodzi. Poniżej przedstawiona jest propozycja potrzebnych haseł wraz z tekstami objaśniającymi ich znaczenie.

Trwałość techniczna (T_t) — czas pracy wyrobu, potwierdzony przeprowadzonymi badaniami lub wynikami użytkowania, w ciągu którego zachowuje on określoną zdolność użytkową, a jego podstawowe wskaźniki techniczne utrzymują się w określonych granicach, stanowiących tzw. kryterium trwałości.

Trwałość użytkowa (T_u) — maksymalnie dopuszczalny czas pracy wyrobu, podczas którego zapewniona jest niezawodność wyrobu, pod warunkiem przestrzegania ustalonych zasad jego przechowywania, użytkowania i naprawy¹⁾.

Trwałość ekonomiczna (T_e) — czas pracy wyrobu w warunkach sprowadzających do minimum koszty jego użytkowania, przypadające na jednostkę czasu pracy.



2. Zależność jednostkowych kosztów użytkowania od trwałości wyrobu:

1, 2 — linie obrazujące przebieg zmiany kosztów użytkowania przypadających na jednostkę czasu pracy wyrobu; pomiędzy nimi mieści się pole rozrzutu między poszczególnymi egzemplarzami wyrobu tego samego typu

T_e oblicza się przy założeniach uwzględniających koszty: nowego wyrobu, napraw, postoju wyrobu względnie urządzeń z nim związanych oraz obsługi i utrzymania niezawodności wyrobu.

Trwałość wyznaczona (T_{wz}) — czas pracy wyrobu, po upływie którego, ze względu na bezpieczeństwo lub ekonomię, użytkowanie powinno być zakończone, niezależnie od stanu wyrobu²⁾.

W tym pojęciu będą się mieścić określenia ograniczające użytkowanie wyrobu z uwagi na konieczność przeprowadzenia naprawy i odnowienia jego wskaźników technicznych i użytkowych³⁾.

Trwałość do pierwszej naprawy (T_{1n}) — dopuszczalny czas pracy wyrobu do pierwszej naprawy głównej.

Trwałość międzynaprawcza (T_m) — dopuszczalny czas pracy wyrobu między dwiema kolejnymi naprawami głównymi.

Może również zaistnieć taki przypadek, że bezpieczeństwo dalszego użytkowania wyrobu jest określone przez czynnik nie brany dotychczas w rachubę przy ustalaniu trwałości międzynaprawczej, jak — przypuśćmy — wykrycie na którymś z egzemplarzy wyrobu pierwszych oznak zmechanienia materiału lub osłabienia połączeń klejonych. Dodatkowa naprawa wyrobu pociągnęłaby za sobą tak wielki wzrost kosztów jego użytkowania, że stałoby się ono w niedługim czasie nieopłacalne. W tym przypadku zachodzi konieczność zakończenia okresu użytkowania wyrobu. Rolę tego ogranicznika spełnia pojęcie T_k .

Trwałość do zakończenia użytkowania (T_k) — dopuszczalny czas pracy wyrobu między ostatnią naprawą główną a chwilą wycofania go z dalszego użytkowania i przeprowadzenia rozbiórki lub przekazania na złom, z jednoczesnym skreśleniem w inwentarzu i z ewidencji wyrobów⁴⁾.

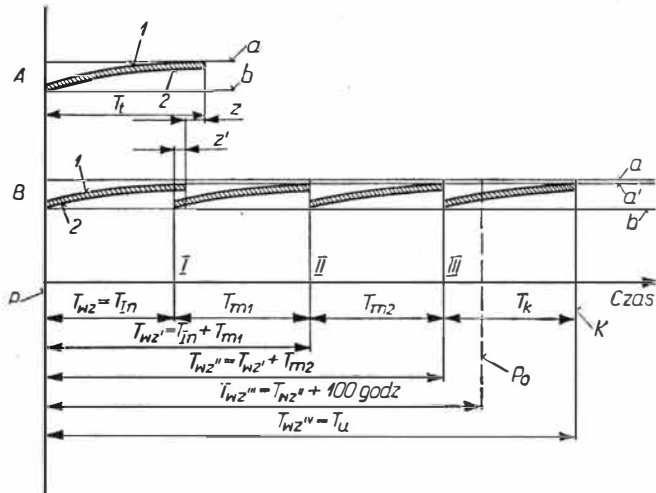
¹⁾ Określenie w zasadzie pokrywa się z [4], lecz jest rozszerzone o pojęcie „niezawodność wyrobu”.

²⁾ Określenie w zasadzie zgodne z [5].

³⁾ Wskaźniki użytkowe — wskaźniki wydajności, opłacalności itp.

⁴⁾ Patrz „kasacja pojazdu samochodowego” [4].

Każdorazowe ustalenie zakresu „trwałości wyznaczonej” jest odnotowywane przez odpowiednie organa użytkownika w dokumentacji użytkowej (eksploatacyjnej) wyrobu, w formie wpisu o tzw. „przedłużeniu trwałości”.



3. Porównanie różnych rodzajów trwałości:

A — trwałości technicznej T_t , B — trwałości użytkowej T_u , w tym trwałości wyznaczonej T_{wz} (T_{wz}' , T_{wz}'' , T_{wz}''' , T_{wz}^{IV}), trwałości do pierwszej naprawy T_{In} , trwałości międzynaprawczej T_{m1} , T_{m2} , trwałości do zakończenia użytkowania T_k . P — początek użytkowania wyrobu, K — koniec użytkowania wyrobu, 1, 2 — linie obrazujące przebieg zmiany podstawowych wskaźników technicznych, np. zużycie głównych części; pomiędzy nimi mieści się pole rozrzutu między poszczególnymi egzemplarzami wyrobu tego samego typu; a, b — granice maksymalnej zmiany wskaźników technicznych, a' — dopuszczalna górna granica zmiany wskaźników technicznych, z — zapas bezpieczeństwa użytkowania, z' — tolerancja czasu rozpoczęcia naprawy, I, II, III — kolejne naprawy główne wyrobu, P_0 — przegląd okresowy

Pomiędzy określeniami T_{In} , T_m , T_k , T_u istnieje następująca zależność, przedstawiona na rys. 3:

$$T_u = T_{In} + \sum_{i=1}^{i=n} T_{m(i-1)} + T_k \quad (1)$$

gdzie: n — współczynnik równy maksymalnej ilości możliwych do wykonania napraw głównych wyrobu, koniecznych dla zapewnienia prawidłowej jego pracy.

Wymagają również wyjaśnienia takie pojęcia, jak: „niezawodność wyrobu”, „gwarancja” i „okres gwarancyjny”.

Niezawodność wyrobu — zdolność wyrobu do wykonywania przewidzianej dla niego pracy, przy zachowaniu wskaźników technicznych i użytkowych w dopuszczalnych granicach w ciągu wymaganego czasu pracy lub okresu użytkowania, przy równoczesnym spełnieniu wymagań dotyczących łatwości obsługi, łatwości naprawy, trwałości części zamiennych i możliwości przechowywania bez utraty właściwości użytkowych⁵⁾.

Za miarę niezawodności wyrobu posłużą nam pojęcie następujące:

Stopień niezawodności (S_N) — prawdopodobieństwo $P(E)$ spełnienia określonego w dokumentacji technicznej zadania przez określony procent (γ) wyrobów.

$$S_N = P(E) = \frac{\gamma}{100} \quad (2)$$

czyli: $0 \leq S_N \leq 1$.

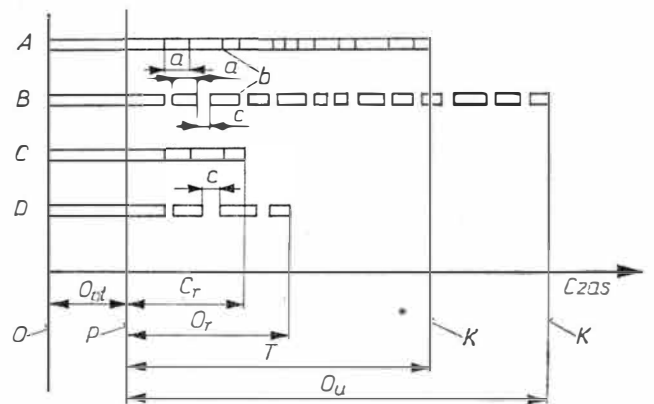
Przykład: jeżeli istnieje prawdopodobieństwo spełnienia przewidzianego zadania przez 95% wyrobów, to $S_N = 0,95$.

Często spotykane ekonomiczno-handlowe określenie „gwarancja” pochodzi od średniowiecznego, łacińskiego „guarantia” — zabezpieczenie, poręczenie, zapewnienie czegoś [2]. Jego znaczenie jest dość dokładnie objaśnione w [14], skąd wynika, że jest to „odpowiedzialność wobec nabywcy za używalność i dobry stan sprzedawanych wyrobów przemysłowych przez określony czas, polegająca na zobowiązaniu do bezpłatnej naprawy lub wymiany danego wyrobu”.

Podane w [4] objaśnienie hasła „okres gwarancyjny” mówi, że jest to „okres eksploatacji, określony warunkami gwarancji, w którym nabywca danego wyrobu jest uprawniony do żądania bezpłatnych napraw lub wymiany zakupionego towaru”. Powszechnie jednak w ramach tego pojęcia stosuje się w przemyśle lotniczym podwójne określenie zakresu gwarancji: w godzinach lub cyklach pracy wyrobu oraz w miesiącach lub latach użytkowania wyrobu. Błąd zawarty w [4] polega na tym, że z samej istoty pojęcia „okres gwarancyjny” nie wynika rozróżnienie gwarantowanego czasu pracy i gwarantowanego okresu użytkowania wyrobu.

W [15] w ogóle nie występuje hasło „gwarancja”. Zamieszczone jest natomiast piękne polskie określenie „rękojmia”, podobnie objaśnione⁶⁾. Wynikałoby z tego, że zamiast „gwarancja” należałoby mówić „rękojmia”. W codziennej praktyce przemysłowej to pojęcie staje się jednak zbyt szczupłe i wymaga uzupełnienia. Można by więc zaproponować nowy tekst objaśnienia.

Rękojmia niezawodności⁷⁾ — odpowiedzialność wytwórcy wobec użytkownika za niezawodność wyrobu w ciągu określonego czasu pracy i określonego okresu użytkowania, pod warunkiem nieprzekroczenia określonego okresu przechowywania i transportu wyrobu, polegająca na zobowiązaniu do bezpłatnej naprawy lub wymiany wyrobu w przypadku wykrycia jego wad lub stwierdzenia niewłaściwej jakości.



4. Porównanie czasu pracy i okresu użytkowania wyrobu z czasokresem rękojmi niezawodności: A, B, C, D — warianty porównawcze, O — odbiór wyrobu przez użytkownika od wytwórcy, P — początek użytkowania wyrobu, K — koniec użytkowania wyrobu, a — czas pracy między kolejnymi zatrzymaniami, b — zatrzymanie, c — przerwa w pracy, O_{ut} — okres przechowywania i transportu, T — czas pracy (trwałość), C_r — czas pracy objęty rękojmią niezawodności, O_u — okres użytkowania, O_r — okres użytkowania objęty rękojmią niezawodności

Jak wynika z powyższego określenia, „rękojmia niezawodności” rozciąga się zarówno na czas pracy, czyli trwałość wyrobu, jak i na okres użytkowania wyrobu. Powstają więc dwa nowe określenia, których sens przedstawiony jest na rys. 4:

⁵⁾ Określenie z pewnymi uzupełnieniami zgadza się z [5].
⁶⁾ „Rękojmia za wady — odpowiedzialność majątkowa sprzedawcy za wady sprzedanej rzeczy”.
⁷⁾ Analogicznie do „rękojmia wiary publicznej” [15].

1) czas pracy wyrobu objęty rękojmią niezawodności — w skrócie „czas rękojmi” (C_r);
2) okres użytkowania wyrobu objęty rękojmią niezawodności — w skrócie „okres rękojmi” (O_r).
Ponieważ w celach praktycznych potrzebne jest jedno określenie, które zastąpiłoby niezbyt udany termin „okres gwarancyjny”, z połączenia 1) i 2) otrzymamy:

Czasokres rękojmi — wydzielona część trwałości wyrobu (liczona w godzinach, cyklach, zadziałaniach itp.) w ciągu określonej części okresu użytkowania wyrobu (liczonej w miesiącach, latach itp.), podczas której wytwórca z tytułu udzielonej rękojmi niezawodności ponosi zobowiązania finansowe związane z usuwaniem wykrytych wad lub wymianą wyrobu, pod warunkiem, że wady zaistniały pomimo przestrzeżenia przez użytkownika ustalonych zasad przechowywania, transportu i użytkowania wyrobu, a zostały zgłoszone w trybie przewidzianym odpowiednimi przepisami lub umową zawartą pomiędzy użytkownikiem i wytwórcą.

W przedstawionych rozważaniach i propozycjach nie zostały wyczerpane wszystkie problemy związane z niezawodnością w technice. Tym niemniej stanowią one jakiś przyczynek do zagadnienia uporządkowania terminologii, z którą na co dzień styka się zarówno wytwórca, jak i użytkownik sprzętu lotniczego. Jak wynika z dotychczasowej praktyki, duża dowolność interpretacji znaczenia terminów stwarza szereg trudności w porozumiewaniu się stron, zwłaszcza gdy istnieje większa liczba kooperantów, szczególnie w kooperacji związanej. Uporządkowanie tej terminologii będzie miało również znaczenie i w innych dziedzinach techniki, które borykają się z podobnymi problemami jak przemysł lotniczy. W dyskusji, która przypuszczalnie rozwinięta na powyższy temat, bardzo cenne byłyby gło-

sy pracowników instytucji zajmujących się badaniem niezawodności sprzętu lotniczego, a także sprzętu z innych gałęzi przemysłu.

Literatura

1. Praca zbiorowa: „Słownik mechaniczny rosyjsko-polski”, wyd. I, PWT, Warszawa 1956.
2. Słownik wyrazów obcych, PIW 1963.
3. *Elsztein P., Mańkowski A., Swięziński J., Arcet B.*: „Mała encyklopedia lotnicza — 1000 słów o lotnictwie”, wyd. I, MON, Warszawa 1958.
4. Praca zbiorowa pod red. Czerni S.: „Encyklopedyczny słownik techniczny”, wyd. I, WNT, Warszawa 1967.
5. „Niezawodność w technice — terminy”, GOST 13 377—67, tłum. z ros. Dział Normalizacji WSK-Mielec.
6. Praca zbiorowa: „Encyklopedia techniki — tom Budowa maszyn”, wyd. I, WNT, Warszawa 1968.
7. „Biuletyn informacyjno-eksploatacyjny nr 749/43/67”, ITWL, Warszawa 1967.
8. Praca zbiorowa pod red. Kocha Z.: „Słownik mechaniczny niemiecko-polski”, wyd. I, WNT, Warszawa 1963.
9. *Kalina P.*: „Słownik niemiecko-polski i polsko-niemiecki”, Gebethner i Wolff, Warszawa 1935.
10. *Skibicki W.*: „Słownik techniczny polsko-rosyjski”, PWT, Warszawa 1951.
11. *Jakubowski F.*: „Mały słownik wyrazów obcych”, wyd. I, WP, Warszawa 1959.
12. *Wołk R.*: „Techniczne normowanie czasów obróbki”, cz. I, wyd. I, PWT, Warszawa 1960.
13. Praca zbiorowa: „Encyklopedia Techniki — tom Teleelektryka”, wyd. I, WNT, Warszawa 1967.
14. *Doroszewski W.*: „Słownik języka polskiego”, PAN, Warszawa 1960.
15. Praca zbiorowa: „Wielka encyklopedia powszechna”, tom 9, wyd. I, PWN, Warszawa 1960.

Dr inż. ANDRZEJ MARKS

629.19(083.7):001.4

NIECO O TERMINOLOGII KOSMONAUTYCZNEJ

Nawiązując do zapoczątkowanej przez Redakcję TLiA nrze 2/1969 dyskusji w sprawie terminologii pragnęlibym zamieścić kilka uwag na ten temat. Istnieje bowiem w tej dziedzinie prawdziwy chaos, choć wydawałoby się, że w jedenaście lat po wysłaniu przez uczonych radzieckich pierwszego sztucznego satelity Ziemi powinno już istnieć jakieś logiczne, jednolite i obowiązujące nazewnictwo.

Zacznijmy od sprawy podstawowej — nazewnictwa obiektów wysyłanych z Ziemi w przestrzeń kosmiczną. Nader często nazywane one są „pojazdami kosmicznymi”, mimo że jest to termin całkowicie niedorzeczny. Słowo pojazd może być bowiem stosowane tylko w stosunku do obiektów, które jeżdżą, a tymczasem ruch obiektów kosmicznych na pewno jazdą nazywać nie można. Skąd się za tym wziął taki niedorzeczny termin? Z bezkrytycznego przetłumaczenia przed dziesięć laty anglosaskiego terminu „space vehicle”. Rzecz znamienna, że termin ten w literaturze anglosaskiej miał bardzo krótki żywot, gdyż odczuło widocznie jego nielogiczność. Niestety, nie można tego powiedzieć o naszym pojeździe kosmicznym.

Może lepsza byłaby często stosowana do niektórych obiektów nazwa „stacja kosmiczna”? Niestety, ten termin jest również nielogiczny jak poprzedni, gdyż słowo „stacja” można przecież stosować tylko do czegoś,

co stoi w miejscu, a obiekty wysyłane w Kosmos na pewno do takich nie należą (nawet jeżeli są to satelity „stacjonarne”!).

Na pewno lepsza jest dość często stosowana nazwa „sonda kosmiczna”. W zasadzie zasługiwałaby ona na zalecenie, gdyby nie to, że nie jest ona uniwersalna. Tylko część bowiem wysyłanych w przestrzeń kosmiczną obiektów służy do jej sondowania, np. satelity łącznościowe czy geodezyjne do takich nie należą.

Wydaje mi się jednak, że dość prostym wyjściem będzie, gdy każde urządzenie wysyłane w przestrzeń kosmiczną bez załogi nazwiemy po prostu „aparatem kosmicznym”. Nie kłóci się to z zasadami logiki, a jednocześnie istnieje tu analogia z określeniem „aparat latający”, dość często stosowanym niegdyś w literaturze lotniczej, a i dziś jeszcze niekiedy stosowanym. Warto też wspomnieć, że termin „aparat kosmiczny” coraz częściej stosowany jest obecnie w literaturze radzieckiej. W razie potrzeby do słów „aparat kosmiczny” łatwo przy tym można dodać słowo czy słowa bliżej określające jego charakter, np. „międzyplanetarny aparat kosmiczny” zamiast „automatyczna stacja (!) międzyplanetarna”. Zaletą terminu „aparat kosmiczny” jest także to, że już intuicyjnie można wyczuć, co on oznacza.

Jeżeli chodzi o obiekty wysyłane w przestrzeń kosmiczną z załogą, to proponuję, aby nazywać je po prostu i uniwersalnie „statkami kosmicznymi”. Co prawda budzić to może zarzut, że słowo statek stosuje się tylko do obiektów pływających. Nie jest to jednak zarzut słuszny, gdyż słowo statek jest bardziej uniwersalne i jest stosowane także w lotnictwie („statek latający”, „statek powietrzny”). Nic nie stoi więc na przeszkodzie, aby stosować go w kosmonautyce, tym bardziej że zachęca do tego polskość słowa statek, a także fakt, że słysząc termin „statek kosmiczny”, już intuicyjnie wyczuwamy, o co chodzi.

W razie potrzeby łatwo jest do tego terminu dodawać słowa bliżej objaśniające, z jakim statkiem kosmicznym mamy do czynienia.

Skoro już poruszyłem sprawę podstawową, to chciałbym jeszcze wspomnieć, że również w terminologii szczegółowszej często istnieje rozbrat z jasnością i logicznością. Jakże często używa się np. określeń „księżycowy aparat kosmiczny”, „marsowy...”, „wenusjański...” w sensie aparat wysyłany ku Księżycowi itd. Jest to terminologia nielogiczna, gdyż dosłownie terminy te oznaczają aparat kosmiczny pochodzący z Księżyca, Marsa, Wenus. (Zresztą zarzut ten można wysunąć także przeciw użytemu przeze mnie terminowi „międzyplanetarny aparat kosmiczny” — choć w znacznie łagodniejszej postaci). Oczywiście tej niezgodności z logiką łatwo można uniknąć pisząc wyraźnie „aparat kosmiczny wysyłany ku Księżycowi” itd., ale warto byłoby znaleźć jakieś krótsze sformułowanie.

Ponadto często stosowany termin „stacja kosmiczna” ma dwojakie znaczenie, a mianowicie nazywa się tak aparaty kosmiczne wysyłane w przestrzeń międzyplanetarną lub w jej sąsiedztwo, a zwłaszcza na powierzchnię Księżyca i planet. Jak jednak już wykazałem, słowo „stacja” jest w tym zastosowaniu niedorzeczne i możliwe do przyjęcia tylko w stosunku do aparatów kosmicznych, które wylądowały na jakimś ciele kosmicznym. Nie jest to jednak godne zalecenia ze względu na dwoistość nazwy tego samego obiektu — inną nazwę w czasie lotu, a inną po wylądowaniu.

Ostatnio termin „stacja kosmiczna” został rozpozsechniony, i to niemal jako wyłączny i obowiązujący, do nazywania dużych sztucznych satelitów Ziemi z załogami, a zwłaszcza do satelitów montowanych z oddzielnych obiektów. Nie jest to jednak słuszne ze względu na wykazaną już przeze mnie jego niedo-

ręczność. Dlatego wydaje mi się, że lepiej te obiekty nazywać „bazami satelitarnymi”. Słowo baza nasuwa co prawda niemiłe skojarzenie z bazami wojskowymi, ale przecież ma ono znacznie szersze znaczenie, gdyż dotyczy np. baz naukowych, baz transportowych, baz zaopatrzeniowych itd., jeżeli więc to uwzględnimy, okaże się, że jeszcze lepiej nadaje się ono do nazywania takich obiektów niż słowo „stacja kosmiczna”, które sugeruje, że stosowane one będą tylko jako miejsce postoju, co jest przecież zupełnie pozbawione sensu.

Pragnąłbym tu zwrócić uwagę, iż w terminologii kosmicznej nie należy bezkrytycznie i po najmniejszej linii oporu tłumaczyć terminów obcych i nie można tracić sprzed oczu istotnego sensu używanych słów polskich. Terminy pojazd czy stacja mają bowiem już w języku polskim ustalone znaczenie, które uniemożliwia łączenie ich ze słowem „kosmiczny (a)”. Co prawda często można usłyszeć na ich obronę twierdzenie, że „i tak przecież wiadomo o co chodzi”. Jest to jednak obrona dość prymitywna i naiwna i dowodzi beztroskiego traktowania języka. Rzeczywiście bowiem w tym przypadku mniej więcej wiadomo, „o co chodzi”, ale w przypadku innych podobnych terminów może już tak nie być. Oprócz tego „usprawiedliwianie” niedorzecznej terminologii twierdzeniem, że i tak wiadomo, o co chodzi jest niedopuszczalne, gdyż niedopuszczalne jest, aby umowne znaczenie jakiegoś słowa czy zespołu słów w danym terminie było niezgodne z istotnym pierwotnym znaczeniem tych słów. Postępowanie takie w prostej linii prowadzi do tego, że publicystyka dotycząca zagadnień kosmonautycznych (zwłaszcza prasowa) często bywa niejasna i bałamutna, tak że nieraz trzeba się domyślać, co autor chciał wyrazić przez dane sformułowanie.

Niestety, mam nikłą nadzieję, aby można coś było tu uporządkować, skoro język w tej dziedzinie został już dokumentnie zachwaszczony, zwłaszcza przez dziennikarzy, no, ale skoro Redakcja podjęła taką akcję z chęcią będę się starał zabierać głos w tej sprawie, gdyż niestety w dziedzinie terminologii kosmonautycznej wytworzyła się już w naszym kraju prawdziwa dżungla, w której każdy wyraża się tak jak mu wygodniej, przy czym dość często prowadzi to do niedorzeczności, a w każdym razie niejasności. Rzecz dziwna przy tym, iż mówiąc o zagadnieniach z samej istoty rzeczy dotyczących nauk ścisłych, a zarazem o zagadnieniach bardzo trudnych, niekiedy nawet przez specjalistów niedokładnie przedstawianych (!), tak często posługujemy się w tym celu językiem nieścisłym!

Z działalności Sekcji Lotniczej SIMP

1. 10 kwietnia br. w Domu Technika w Warszawie odbyło się Walne Zgromadzenie Sprawozdawczo-Wyborcze Sekcji Lotniczej z udziałem 52 delegatów (na 69 wybranych w ośrodkach lotniczych) z pięciu oddziałów Sekcji oraz z Szybocowego Zakładu Doświadczalnego. Oprócz delegatów na zaproszenie Zarządu Sekcji przybyło kilku przewodniczących i sekretarzy oddziałów.

Walne Zgromadzenie otworzył kol. przewodniczący Sekcji Lotniczej, następnie zebrani minutą ciszy uczcili pamięć zmarłego przewodniczącego Zarządu Głównego SIMP kol. Zdzisława Nowakowskiego. Zebraniu przewodniczył kol. I. Łobocki (z Bydgoszczy), sekretarzem kol. Winecki (z Warszawy), a w prezydium zjazdu zasiadli kol. kol. Filocha (Rzeszów), Korzonkiewicz (Bielsko-Biała), Kostia (Warszawa), Maciejowski (Poznań), Sulikowski (Warszawa), Trębacz (Swidnik) i Zaremba (Warszawa).

Delegaci wybrali członków: Komisji Mandatowej (kol. kol. Zatwarnickiego z Bielska-Białej, Borzyszkowskiego z Warszawy i Mikłuszkę z Rzeszowa), Komisji Skrutacyjnej (kol. kol. Świątka z Poznania, Ząbkowicza z Warszawy i Filochę z

Rzeszowa) oraz Komisji Wnioskowej (kol. kol. Waškę z Poznania, Pinkosza z Warszawy i Misiaka z Bydgoszczy).

Przewodniczący Zarządu Sekcji Lotniczej kol. T. Kostia odczytał sprawozdanie z działalności Sekcji obejmujące okres od dn. 3.VI.1966 r. do dn. 9.III.1969 r. (a więc o rok dłuższy od kadencji innych sekcji SIMP) oraz wygłosił refe-

rat programowy dla przyszłego Zarządu Sekcji.

W dyskusji nad sprawozdaniem i referatem wzięło udział 8 kolegów, po czym delegaci jednogłośnie uchwalili absolutorium dla ustępującego Zarządu.

Do nowego Zarządu Sekcji Lotniczej SIMP zostali wybrani następujący koledzy:

Feliks Borodzík	z WSK Okęcie
Jerzy Borzyszkowski	z Instytutu Lotnictwa
Tadeusz Kostia	z Instytutu Lotnictwa
Marian Mikłuszka	z WSK Rzeszów
Aureliusz Misiorek	z Dowództwa Wojsk Lotniczych
Stanisław Orczykowski	z WSK Mielec
Mieczysław Sikorski	z Instytutu Techn. Wojsk Lotn.
Zdzisław Winecki	z Instytutu Lotnictwa
Wacław Zaremba	z WSK Warszawa II

Oprócz w.w. — zgodnie z Regulaminem SIMP — w skład Zarządu weszli: przewodniczący oddziałów Sekcji Lotniczej:

w Bydgoszczy	— kol. Ignacy Łobocki
w Poznaniu	— „ Marian Maciejowski
w Rzeszowie	— „ Jacek Filocha
w Swidniku	— „ Stanisław Trębacz
w Warszawie	— „ Stefan Sulikowski

Samolot szkolny AS-202 „Bravo”

Na wystawie w Turynie w 1968 r. pokazano makietę samolotu szkolnego AS-202 „Bravo”, opracowanego wspólnie przez włoską firmę SIAI - Marchetti i szwajcarską wytwórnię Flug- und Fahrzeugwerke w Altenrhein (FFA). W marcu br. prototyp samolotu, zmontowany w Altenrhein, odbył swój pierwszy lot. Badania w locie — przeprowadzone na czterech prototypach — miały zakończyć się w połowie roku. Podział zadań produkcyjnych między SIAI-Marchetti i FFA ma być następujący: SIAI-Marchetti — skrzydło, podwozie i zabudowa silnika; FFA — kadłub, usterzenie i układ sterowania.

Samolot AS-202 „Bravo” jest dwumiejscowym dolnopłatem z stałym podwoziem, przeznaczonym przede wszystkim do szkolenia podstawowego, może jednak służyć równocześnie jako mały wygodny samolot sportowy. Ma on miejsca umieszczone obok siebie, co jest korzystniejsze od miejsc tandem zarówno ze względów szkoleniowych, jak i z uwagi na wyposażenie kabiny.

Są przewidziane dwie wersje samolotu, a mianowicie wersja AS-202-10 z silnikiem Lycoming 0-235-C2A o mocy 115 KM przy 2800 obr/min i wersja AS-202-15 z silnikiem Lycoming 0-320-E2A o mocy 150 KM przy 2700 obr/min (w jednym i drugim przypadku śmigło ma stały skok). Obie wersje są dopuszczone do akrobacji wg kategorii FAR 23 przy maksymalnym ciężarze całkowitym 800 kG i przy współczynniku obciążeń +9 i -3. W zastosowaniu sportowym maksymalny ciężar całkowity wynosi 850 kG dla wersji AS-202-10 i 900 kG dla wersji AS-202-15 przy współczynniku obciążeń +4,4 i -2,2.

Skrzydło samolotu ma dźwigar główny i dwa dźwigary pomocnicze — przedni i tylny, małą ilość żeberek i pokrycie przekładkowe z aluminiowymi okładzinami. Grubość wypełniacza pokrycia wynosi 10 mm na górnej powierzchni skrzydła i 5 mm — na dolnej powierzchni, grubość okładzin — 0,4 mm. Skrzydło jest skrócone geometrycznie i aerodynamicznie ze zmodyfikowanym profilem laminarnym NACA 63,-618 u nasady i NACA 63,-415 na końcach. Jest ono zaopatrzone w kłapy Fowlera o rozpiętości 2,2 m i cięciwie 0,35 m. Kadłub o długości 5,83 m ma duralową konstrukcję półkorupową, przy czym niektóre przejścia i pokrywy są wykonane z laminatu zbrojonego włóknem szklanym. Odsuwana do tyłu osłona kabiny jest wykonana z jednej części.

Również konstrukcja usterzenia jest konwencjonalna. Ster wysokości ma kompensację masową i jest zaopatrzony w kłapkę wyważającą.

Gumowe elementy amortyzujące podwozia zwiększają niezawodność i zmniejszają koszty produkcji i obsługi. Trwałość tych elementów, szacowana na podstawie wyników badań, wynosi powyżej 20 000 lądowań.

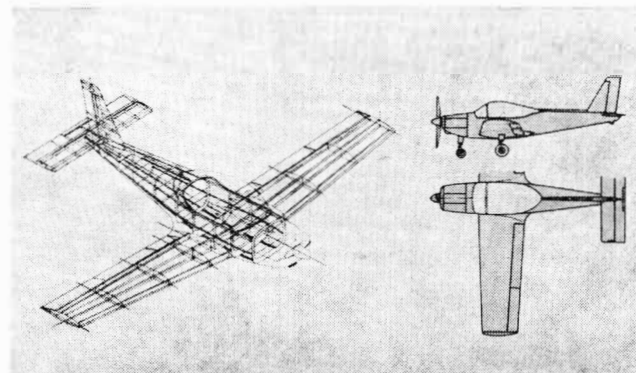
Zainteresowanie samolotem jest b. duże, szczególnie ze strony wojskowych szkół lotniczych i aeroklubów. Przewiduje się duże korzyści z zastosowania samolotów „Bravo” do podstawowego szkolenia pilotów wojskowych. Dostawy pierwszych samolotów miały rozpocząć się w lipcu 1969 r.

Dane samolotu

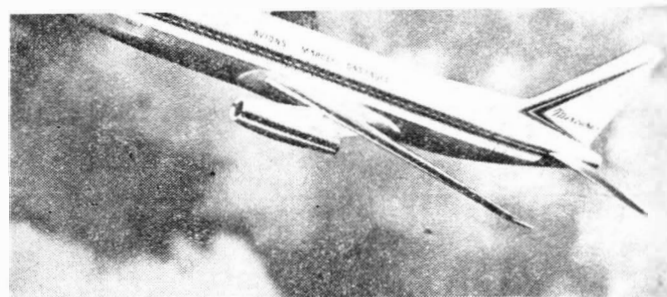
	AS-202-10	AS-202-15
Rozpiętość [m]	9,50	9,50
Długość [m]	6,65	6,65
Wysokość [m]	2,52	2,52
Powierzchnia skrzydła [m ²]	13,153	13,153
Wydłużenie skrzydła	6,86	6,86
Ciężar własny [kG]	485	500
Zapasy paliwa [l]	136	136
Ciężar całkowity [kG]		
zastosowanie szkolne	800	800
zastosowanie sportowe	850	900
Prędkość maksymalna [km/h]	227	252
Dopuszczalna prędkość		
nurkowania [km/h]	386	386
Prędkość przelotowa [km/h]		
przy 75% N_{max}	ok. 210	ok. 230
Prędkość wznoszenia [m/s]		
zastosowanie szkolne	3,77	5,67
zastosowanie sportowe	3,66	5,33

Osiągi zostały oszacowane na podstawie wyników badań tunelowych.

Samolot AS-202 „Bravo” należy do nowej generacji samolotów szkolnych, do której zaliczyć należy również opisany w zesz. 5/66 TLiA angielski Beagle B.121 „Pup”, brazylijski Aerotec T-23 „Uirapuru” (budowany dla brazylijskich sił powietrznych) i czechosłowacki Zlin L-42.



Marcel Dassault „Mercure” — pierwszy duży samolot pasażerski na krótkie trasy



Wszystkie współczesne samoloty pasażerskie na krótkie i średnie trasy wykazują na krótkich trasach pewną graniczną rentowność. Uwidocznia się to w ten sposób, że gdy obliczy się dla nich minimalne ilości pasażerów potrzebne do uzyskania rentowności na odcinkach o różnych długościach poniżej 1000 km, to otrzyma się punkty leżące na wspólnej krzywej. Przy tym rentowność przelotów na krótkich odcinkach (za krótkie odcinki uważa się trasy od 300 do 1500 km; na trasach poniżej 300 km będą eksploatowane w przyszłości samoloty dostawcze, tj. samoloty na linie lokalne) zależy głównie od dwóch parametrów: pojemności samolotu i długości odcinka.

Komunikacja lotnicza na krótkich trasach będzie się stale rozwijać. Ponieważ dotychczas nie istnieją odpowiednie do tego celu samoloty, stosuje się samoloty na średniokrótkie trasy, co stanowi jednak tylko pewien kompromis między różnymi wymaganiami i okupione jest zmniejszeniem rentowności.

Rozwija się obecnie generacja dużych samolotów pasażerskich (autobusów powietrznych) o ciężarze całkowitym 125 000—230 000 kg i pojemności 250—300 pasażerów (L-1011, DC-10, A-300B, BAC 311), są to jednak samoloty na średnie trasy i średniodługie trasy. Brak jest natomiast samolotu o dużej pojemności na krótkie trasy.

Lukę tę ma wypełnić projektowany obecnie przez firmę Avions Marcel Dassault samolot „Mercure”. Jest to samolot o stosunkowo małym ciężarze całkowitym wynoszącym 49 000 kg i dużej pojemności — 134 pasażerów przy podziałce foteli 87 cm i 155 pasażerów przy podziałce 78 cm — o prędkości przelotowej $Ma = 0,8$ i zasięgu ze 134 pasażerami 1500 km. Napęd stanowią dwa dwuprzepływowe silniki Pratt Whitney JT8D-11 o ciągu 6800 kg, zabudowane w gondolach pod skrzydłem (należy tu zauważyć, że silniki JT8D ze względu na nieduży stosunek wydatków 1,05 : 1 nie są najlepszym napędem tego typu samolotu, jednak brak jest na razie silnika o wymaganym ciągu i dużym stosunku wydatków). Silniki będą wyposażone w odwracacze ciągu i tłumiki, te ostatnie opracowane przez firmę Marcel Dassault.

Przy projektowaniu samolotu wiele uwagi poświęcono udoskonaleniu jego aerodynamiki, ponieważ w przypadku samolotu na krótkie trasy duży wpływ na koszty eksploatacyjne mają takie jego własności, jak długość startu i lądowania oraz prędkość wznoszenia i opadania. Skrzydło, o konstrukcji dwudźwigarowej i o skosie na 25% ciężkiemu 25°, zostało wzdłuż rozpiętości skrócone w sposób opracowany przez firmę. Również układ dwuszczylinowych, dwupołożeniowych klap, slotów i klap Krügera stanowi własne rozwiązanie firmy Marcel Dassault. Do sterowania poprzecznego

i zmniejszenia siły nośnej po przyziemieniu zastosowano spoilery połączone z lotkami.

Dobre własności aerodynamiczne samolotu w połączeniu z małym obciążeniem ciągu umożliwił starty na pasach o długości 1500—2000 m. Samolot będzie przystosowany do lądowania wg kategorii III.

Duża objętość pomieszczeń towarowych wynosząca 37 m³ pozwoli na przewożenie znormalizowanych pojemników 2,2 m³. Oprócz bagażu pasażerów samolot będzie zabierał 3000 kg towarów. Krótkie czasy przygotowawcze umożliwią dużą częstotliwość lotów.

Dzięki małow ciężarowi całkowitemu w stosunku do udźwigu (uzyskano to w związku z małym zapasem paliwa) koszty wytwarzania samolotu „Mercure” przypadające na jedno miejsce pasażerskie będą o 7 do 10% mniejsze od kosztów najlepszych współczesnych samolotów pasażerskich.

W kosztach pierwszej fazy rozwoju samolotu uczestniczy rząd francuski pokrywając 80% wydatków. Program „Mercure” będzie programem międzynarodowym: na 10% udział zdecydowała się już firma Fiat i oczekuje się współpracy innych krajów z udziałem 30% (NRF, Belgia, Szwajcaria i Holandia). Pierwszy lot prototypu ma się odbyć na przełomie 1970 i 1971 r., a więc w 18—19 miesięcy po rozpoczęciu prac projektowych. Eksploatacja samolotów rozpocznie się na początku 1973 r.

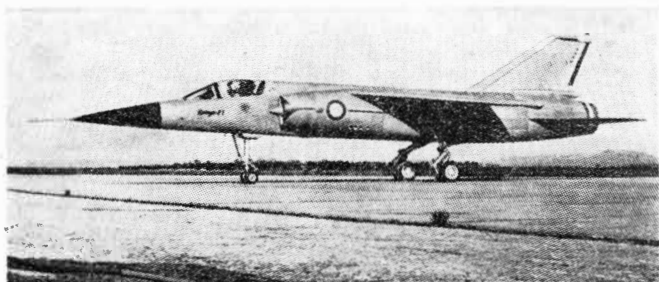
Pozostałe dane samolotu: rozpiętość 30,55 m; długość 34,00 m; wysokość 11,35 m; powierzchnia skrzydła 116,00 m²; ciężar własny 25 450 kg; maksymalny udźwig 15 200 kg; maksymalny zapas paliwa 10 400 kg; maksymalny ciężar startowy 49 500 kg; maksymalny ciężar do lądowania 47 000 kg; prędkość przelotowa $Ma = 0,82$; zasięg ze 155 pasażerami 1150 km; zasięg ze 134 pasażerami 1500 km; potrzebna długość pasa do startu ze 134 pasażerami 1750 m w przypadku 500 km odcinka przelotu i 2000 m w przypadku 1000 km odcinka; potrzebna długość pasa do lądowania 1300 m przy ciężarze 40 000 kg i 1500 m przy ciężarze 44 000 kg; prędkość lądowania 222 km/h; czas blokady w przypadku 500 km odcinka 1 h, w przypadku odcinka 1000 km — 1h 40 min.

W. K.

Pierwszy z trzech przedprodukcyjnych egzemplarzy jednomiejscowego samolotu szturmowego Marcel Dassault „Mirage” F1 wystartował po raz pierwszy 20 marca 1969 r. Samolot oderwał się od ziemi po 450 m rozbiegu i osiągnął w tym locie $Ma = 1,15$. Lot trwał 50 min., a dobieg przy lądowaniu wyniósł 400 m (rozbieg i dobieg samolotów seryjnych ze średnim obciążeniem bojowym ma się zawierać w granicach 500—800 m). W czasie trzeciego lotu samolot rozwinął prędkość odpowiadającą $Ma = 2,03$. Samoloty przedprodukcyjne są napędzane silnikiem SNECMA „Atar” 9K—316, podczas gdy seryjne samoloty „Mirage” F1 będą wyposażone w silnik „Atar” 9K—50 o ciągu 5020 kg bez dopalania i 7150 kg z dopalaniem. W przeciwieństwie do samolotów „Mirage” 3, 4 i 5 samoloty „Mirage” F1 są zaopatrzone w statecznik wysokości. Samoloty F1 są budowane w kooperacji z Belgią.

W. K.

Próby w locie samolotu „Mirage” F 1



Samolot L-500 do przewozu samochodów

Linie lotnicze Uniwersal Airlines zamierzają zorganizować lotnicze przewozy samochodów za pomocą 5 samolotów Lockheed L-500 (cywilna wersja towarowa samolotu C-5A „Galaxy”). Przewóz samochodu z 4 osobami ze wschodniego wybrzeża USA na zachodnie kosztowałby 500 dol., w kierunku przeciwnym — 400 dol. Za piątą osobę konieczna byłaby dopłata 50 dol. Dla porównania należy dodać, że bilet autobusowy z Nowego Jorku na wybrzeże zachodnie kosztuje 150

dol. Oprócz samochodów i pasażerów samoloty L-500 przewoziłyby pojemniki towarowe o długości 6,1 m za opłatą 740 dol. Samolot L-500 zabierałby na pokład 200 pasażerów, 46 samochodów normalnej wielkości i 14 pojemników towarowych. Firma Lockheed nie podjęła jeszcze ostatecznej decyzji budowy samolotów L-500, gdyż oczekuje na większą ilość zamówień.

W. K.

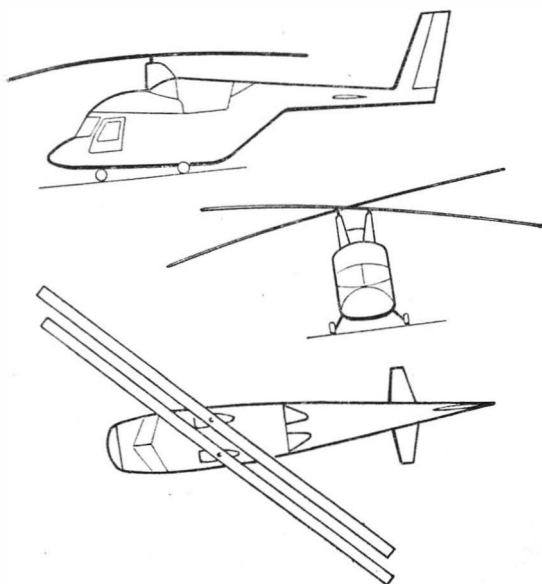
Nowy śmigłowiec firmy Kaman

Firma Kaman Corp. (Kaman Aircraft Division) podjęła prace nad nowym śmigłowcem średniej wielkości do zastosowań cywilnych i wojskowych. Śmigłowiec ten, mający oznaczenie K-700, ma być zbudowany w oparciu o szereg elementów wcześniejszych śmigłowców Kaman, ma być np. wykorzystany synchroniczny układ

wszelkich warunkach meteorologicznych. Ma zabierać na pokład 12 osób.

Dane śmigłowca: średnica wirników 14,33 m; wysokość 3,88 m; długość kadłuba 12,64 m; kąt odchylenia od pionu osi wirników 12°30'; ciężar własny 2540 kG; ciężar startowy 3810 kG; dopuszczalny ciężar startowy 4990 kG; prędkość maksymalna 225 km/h; prędkość przelotowa 185 km/h; pułap praktyczny 5500 m; pułap zawisu z wpływem ziemi 6100 m; pułap zawisu bez wpływu ziemi 5300 m; zasięg 670 km; zasięg przebazowania 1370 km (osiągi odnoszą się do ciężaru całkowitego 3810 kG).

W. K.



wirnikowy śmigłowca HH-43 B/H. Do napędu śmigłowca będą prawdopodobnie zastosowane dwa sprzężone silniki UACL PT6B (T400—CP—400) o mocy 1800 KM. Oznacza to dużą rezerwę mocy, ponieważ w normalnych warunkach lotu zapotrzebowanie mocy śmigłowca K-700 będzie mniejsze od 1200 KM. Śmigłowiec ma być wyposażony w podwójny zespół przyrządów pokładowych i urządzenia do działania we

Latająca łódź podwodna

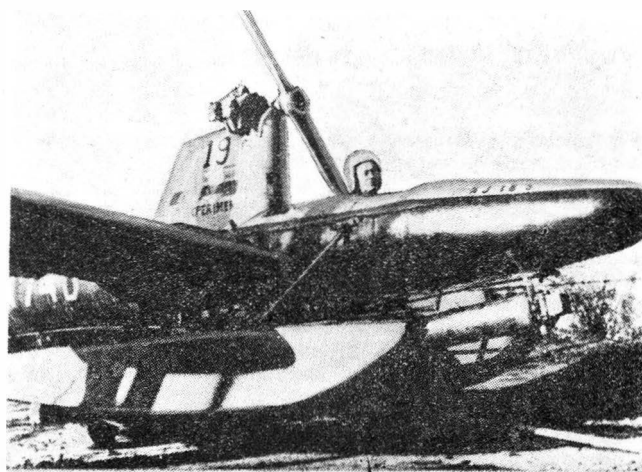
W Stanach Zjednoczonych od pewnego czasu lata samolot, który może również służyć jako łódź podwodna. Zbudował go E. Reid, inżynier-elektronik, i nazwał RFS (Reid-Flying-Submarine) „Commander”. Prace nad tym samolotem — łodzią podwodną Reid rozpoczął od zbudowania zdalnie sterowanego modelu napędzanego silnikiem strumieniowym i rozwijającego prędkość 300 km/h. W fazie zanurzenia skrzydła modelu składały się do tyłu służąc jako zbiorniki balastowe, przy czym napełniały się wodą na sygnał radiowy. Reid zbudował 14 takich modeli uzyskując równocześnie patent na koncepcję latającej łodzi podwodnej.

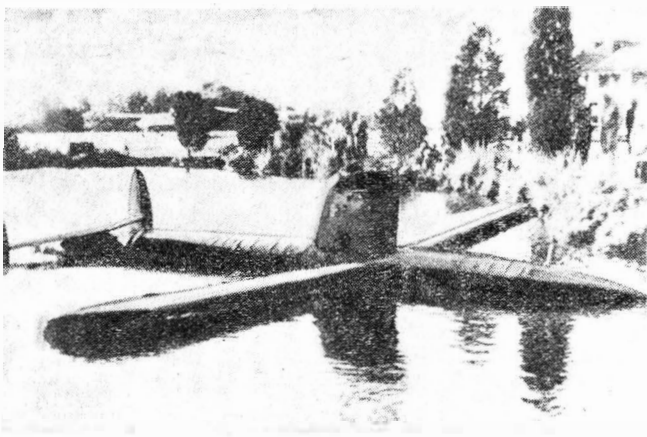
Samolot — łódź podwodna „Commander” ma kadłub, o długości 10 m i kształcie cygara, wykonany z laminatu zbrojonego włóknem szklanym. Na opływowej wieżycze zabudowany jest 4-cylindrowy silnik „bokserski” o mocy 65 KM z dwułopatowym, drewnianym śmi-

Śmigłowiec Bell UH-1D z dodatkowym ciągiem

Na wojskowym śmigłowcu Bell UH-1D z silnikiem Lycoming T53-L13 o mocy 1400 KM zabudowano dodatkowo, po bokach kadłuba, dwa silniki odrzutowe Pratt Whitney JT12 o ciągu 1500 kG. Dzięki dodatkowemu ciągowi śmigłowiec osiągnął prędkość 515 km/h ustanawiając w ten sposób nowy rekord prędkości śmigłowców (poprzedni rekord prędkości śmigłowców wynoszący 487 km/h należał do śmigłowca Lockheed XH-51). Należy zauważyć, że przy tak dużych prędkościach lotu poruszająca się do przodu łopata wirnika osiąga względem powietrza prędkości naddźwiękowe.

W. K.





głem. Skrzydło ma obrys prostokątny, a usterzenie kierunku jest podwójne. Kabina pilota znajduje się przed wieżyczką silnikową. W części ogonowej kadłuba umieszczony jest silnik elektryczny o mocy 1 KM napędzający śrubę. Samolot jest poza tym zaopatrzone w pływaki, w których mieszczą się zbiorniki na balast wodny. Pod wodą samolot jest sterowany podobnie jak w powietrzu. Prędkość pod wodą, na głębokości 2 m, wynosi 7,5 km/h, w powietrzu — 100 km/h.

Reid zaproponował Pentagonowi wykorzystanie swej koncepcji do celów wojskowych, jednak okazało się że w międzyczasie marynarka wojenna zleciła firmie General Dynamics rozpoczęcie studiów w tym samym kierunku. Reid uważa, że każdy pojazd tego typu będzie naruszać jego patent, lecz Navy Bureau of Weapons jest zdania, że patent Reida dotyczy tylko konkretnej konstrukcji, nie zaś ogólnej koncepcji.

Projekt statku kosmicznego z siłą nośną

Załączona fotografia przedstawia makietę projektowanego przez firmę Lockheed bezskrzydłowego statku kosmicznego z siłą nośną „Starclipper”. Zamocowane na kształt litery V na statku zbiorniki paliwa będą odrzucane po ich opróżnieniu, a statek po wykonaniu zadania będzie wracał na Ziemię lotem ślizgowym i lądował w przewidzianym miejscu niezależnie od usytuowania orbity względem Ziemi. Statek ma być prawdopodobnie używany przede wszystkim jako środek transportu między Ziemią a stacjami orbitalnymi.

W. K.

Nowy rodzaj skafandra kosmicznego

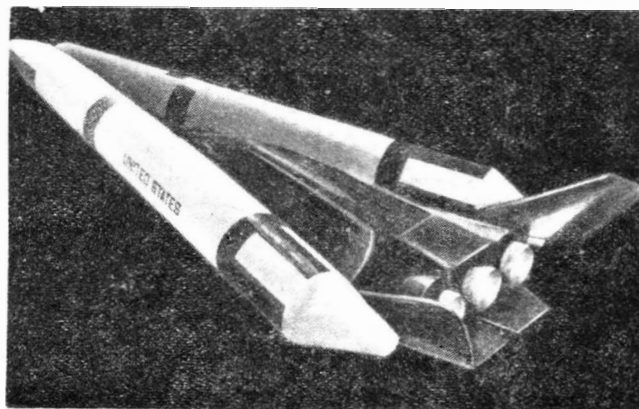
Wszystkie używane dotychczas przez astronautów skafandry kosmiczne stanowią odporny na ciśnienie „pancerz”, który znacznie utrudnia swobodę ruchów. Różne konstrukcje „przegubów” w skafandrach przedstawiają wyraźny postęp, jednak nie można ich uważać za rozwiązanie problemu. Ostatnio firma Webb Associates, Ohio, USA, opracowała nowy rodzaj skafandra kosmicznego, który można określić jako „drugą skórę” astronauty. Przylegając ściśle do ciała skafander przedstawia elastyczną, a przy tym porowatą powłokę. Skafander składa się z jednego kawałka i obejmuje również palce astronauty. Na szyi znajduje się uszczelnienie, do którego mocuje się hełm kosmiczny. Pod hełm doprowadzany jest tlen. Nowy skafander został opracowany na następujących przesłankach:



W jesieni 1967 r. na największej wystawie wynalazków w Nowym Jorku Reid pokazał model samolotu-łodzi podwodnej z napędem odrzutowym. Był to model dwumiejscowego myśliwca ze skrzydłem delta i nowym rodzajem kanału wlotowego, który w locie doprowadza powietrze do silnika strumieniowego, a w zanurzeniu — wodę do wodnego silnika odrzutowego (napędzanego elektrycznie). Dla ułatwienia startu i lądowania samolot jest zaopatrzone w narty wodne.

Reid zamierza przeprowadzić próby modelu obecnego samolotu-łodzi podwodnej RFS „Commander” napędzanego silnikiem odrzutowym.

W. K.



ciśnienie gazu w obecnie stosowanych skafandrach jest określone przez minimalne cząstkowe ciśnienie tlenu potrzebne do utrzymania życia; stwierdzono za pomocą prób w próżni, że odkryta skóra człowieka zaczyna nabrzmiwać przy ciśnieniu ok. 20 mm Hg (ciśnienie to odpowiada wysokości 24 000 m). Teoretycznie zjawisko to powinno występować już przy ciśnieniu między 30 a 40 mm Hg, co odpowiada ciśnieniu parowania wody w skórze, jednak elastyczność i napięcie skóry powoduje, że jej nabrzmienie zachodzi przy niższych ciśnieniach. Doprowadziło to do przekonania, że dodatkowa, elastyczna powłoka wywierająca nacisk na skórę usunęłaby szkodliwe skutki próżni. Ponieważ powłoka jest porowata, pot jest odprowadzany na zewnątrz, co zapewnia naturalne chłodzenie ciała bez potrzeby stosowania skomplikowanych układów chłodzenia, w które muszą być wyposażone obecnie używane skafandry kosmiczne.

W. K.

Nowy hełm kosmiczny

Firma Ling-Temco-Vought Aerospace Corp. opracowała nowy hełm kosmiczny dla astronautów statków „Apollo”. Hełm ten chroni przed szkodliwym promieniowaniem słonecznym, ułatwia utrzymanie odpowiedniej temperatury w skafandrze i jest wyjątkowo odporny na uderzenia. Cechą szczególną hełmu są dwa ruchome wizjery. Jeden z nich ma na zewnętrznej powierzchni cienką warstwę złota i jest używany w czasie przebywania przez astronautę na zewnątrz statku znajdującego się po nocnej stronie Ziemi, gdyż przepuszcza aż 70% widzialnego widma promieniowania. Drugi wizjer jest wykorzystywany w pełnym świetle słonecznym — ma on na swej wewnętrznej powierzchni grubą warstwę złota i przepuszcza tylko 16% widzialnego widma. Hełm ma ciężar ok. 2 kg i jest wykonany metodą wydmuchiwania z tworzywa sztucznego. Określa się go skrótem EVVA (Extra Vehicular Visor Assembly). Został on po raz pierwszy zastoso-

wany przez Russella Schweickarta, gdy astronauta przebywał na zewnątrz statku LM w czasie lotu „Apollo” 9.

Należy przy okazji wspomnieć, że załoga statku „Apollo” 9 miała na sobie skafandry wykonane wyłącznie z włókien PTFE „Teflon”, które nawet w 100% atmosferze tlenowej nie ulegają paleniu. Tworzą one przyjemną w noszeniu i odporną na ścieranie tkaninę. Skafander składa się z kurtki, spodni i butów. Skafandry te mają być stosowane również w czasie następnych lotów „Apollo”. Astronauci będą je nosić prawie przez cały czas lotu, nawet podczas wchodzenia w atmosferę ziemską. Natomiast w czasie startu i zajęć na zewnątrz statku astronauta używają skafandrów ciśnieniowych, składających się z 12 warstw tkaniny.

W. K.

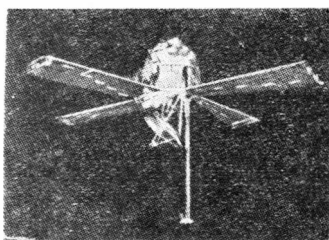
Śledzenie satelitów za pomocą lasera

W kosmicznym ośrodku badawczym Goddard Space Flight Center w Marylandzie opracowano nową metodę wyznaczania toru lotu satelitów przy użyciu lasera. Metoda ta umożliwi śledzenie satelitów przez całą dobę, nawet przy najjaśniejszym świetle dziennym, i w porównaniu z dotychczasowymi metodami, wykorzystującymi fale radiowe, jest znacznie mniej wrażliwa na zakłócenia jonosferyczne. Urządzenie śledzące składa się z rubinowego lasera wysyłającego pulsujący strumień koherentnego światła, które odbija się od reflektora umieszczonego na zewnątrz pojazdu kosmicznego. Zasada działania urządzenia polega na pomiarze odległości za pomocą wiązki światła odbijane-

go przez satelitę i na pomiarze kąta za pomocą precyzyjnego przyrządu prowadzącego.

Ponieważ strumień laserowy jest w b. małym stopniu zakłócany przez czynniki zewnętrzne, metoda laserowa śledzenia satelitów nadaje się szczególnie do b. dokładnych pomiarów orbit np. satelitów geodezyjnych, m.in. GEOS-2, które służą do określenia pola grawitacyjnego i kształtu Ziemi. Metoda ta nie wymaga poza tym instalowania na pokładzie satelitów dodatkowych, pochłaniających prąd urządzeń elektronicznych.

W. K.



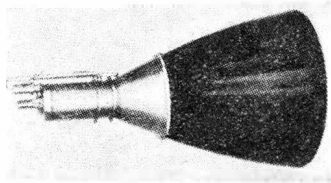
Zadania sondy międzyplanetarnej „Mariner” 6

Po pomyślnym starcie 24 lutego 1969 r. sonda badawcza „Mariner” 6 znajduje się w swym 5-miesięcznym locie ku planecie Mars. Po raz pierwszy do startu sondy z serii „Mariner” zastosowano rakietę nośną „Atlas-Centaur”, której ciężar łącznie z sondą wynosił 146 000 kg. Sonda „Mariner” 6 ma ciężar 413 kg i jest wyposażona w aparaturę do przeprowadzenia 6 zadań. Dwie kamery telewizyjne o średniej i dużej rozdzielczości będą fotografować planetę z odległości od 9000 do 3000 km w czasie zbliżania się do niej i w czasie przelotu przez strefę równikową i przekazywać obrazy na Ziemię. Największa rozdzielczość zastosowanych kamer umożliwi rozróżnienie na Marsie szczegółów o wielkości ok. 300 m. Duże znaczenie będzie mieć sfotografowanie przez sondę księżycy Marsa, Fobosa. Pozostałe znajdujące się na pokładzie „Marinera” 6 przyrządy to: spektrometr i radiometr promieniowania podczerwonego oraz spektrometr promieniowania nadfioletowego. Dane odnośnie do składu atmosfery Marsa uzyska się na podstawie zmian, jakim będą po-

delegać fale elektromagnetyczne wysyłane przez sondę ku Ziemi w określonych punktach toru przelotu sondy przez atmosferę planety. Ostatnie zadanie ma polegać na dostarczeniu nowych danych na temat mechaniki ciał niebieskich.

Z sondą „Mariner” 6 i następnymi sondami, które wystartują w kierunku Marsa, będzie współpracować specjalne obserwatorium NASA Jet Propulsion Laboratory, znajdujące się w Górach Stołowych w Kalifornii. Za pomocą 40 m spektrografu, jednego z największych na świecie, oraz dwóch teleskopów — o średnicy 61 cm i 41 cm — będą przeprowadzone spektroskopowe pomiary atmosfery Marsa i wykonane zdjęcia powierzchni planety. Podobne badania zostaną przeprowadzone za pomocą teleskopów o średnicy 250 cm i 325 cm oraz interferometrów w obserwatorium McDonald. Wyniki tych badań będą porównywane z wynikami uzyskiwanymi z sond „Mariner”.

W. K.



Silnik raketowy na ciekły fluor

Dział silników raketowych połączonych firm Messerschmitt-Bölkow opracowuje od pewnego czasu nowy rodzaj wysokoenergetycznego silnika raketowego do pojazdów kosmicznych. Silnik będzie pracował na ciekłym wodorze i ciekłym fluorze wytwarzając w próżni ciąg 500 kG. Materiał pędny składający się z wodoru i fluoru ma największą wartość opałową i daje największy impuls jednostkowy spośród wszelkich znanych dwuskładnikowych materiałów pędnych. Dzięki temu materiał ten nadaje się najbardziej do napędu pojazdów kosmicznych przeznaczonych do długich podróży międzyplanetarnych, np. ku planecie Jowisz lub

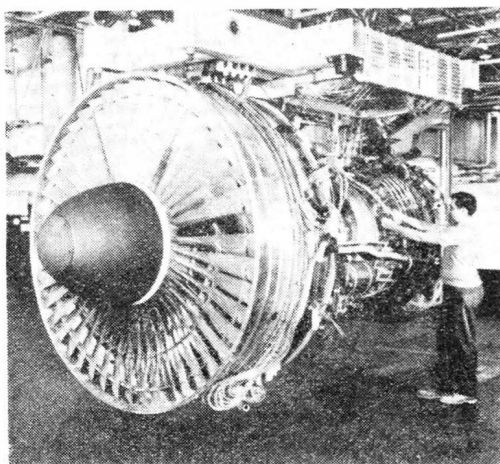
w kierunku Słońca na odległość od niego wynoszącą 0,25 i mniej j.a.

Pierwsze modelowe próby spalania mieszaniny wodoru-fluor przeprowadzono w 1965 r. w Ottobrunn, gdzie w tym celu zainstalowano najnowocześniejsze stoiska i urządzenia.

Budowany silnik ma ciśnienie w komorze spalania $7,5 \text{ kG/cm}^2$, jego ciąg jest regulowany w zakresie $\pm 30\%$, a skład mieszanki — w zakresie $\pm 10\%$.

W. K.

Nowa wersja silnika JT9D

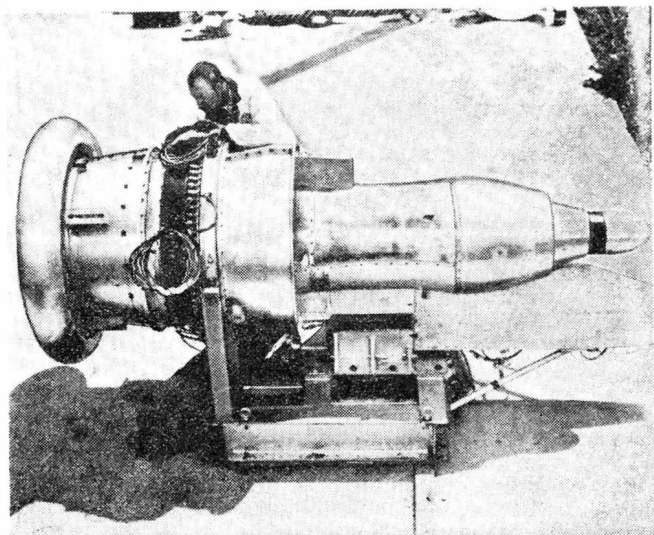


Do napędu dużych samolotów pasażerskich i towarowych nowej generacji firma Pratt Whitney oferuje nową wersję silnika wentylatorowego JT9D. Jest to silnik JT9D-17 o ciągu startowym 21 600 kG. Od lipca 1972 r. ma on być produkowany seryjnie. W porównaniu z silnikiem JT9D-3 o ciągu 19 600 kG, napędzającym prototypy samolotu Boeing 747 i silnikiem JT9D-15 o ciągu 20 500 kG, przewidzianym do napędu samolotów McDonnell-Douglas DC-10-20, silnik JT9D-17 ma zwiększoną prędkość przepływu przez wentylator, co zwiększa ciąg silnika bez potrzeby wprowadzania poważniejszych zmian konstrukcyjnych.

Przyjęte na początku stosunkowo duże wymiary silnika stwarzają realne możliwości rozwoju silnika. Przewiduje się zwiększenie ciągu startowego do 23 000 kG, przy nie zmienionych wymiarach silnika, przez podwyższenie temperatury przed turbiną.

W. K.

Prace nad zmniejszeniem hałasu wytwarzanego przez silniki wentylatorowe



FAA (Federal Aviation Agency) i NASA zleciły firmom Pratt Whitney, General Electric i Allison przeprowadzenie studiów nad możliwościami obniżenia poziomu hałasu wytwarzanego przez przyszłe silniki wentylatorowe. Określono przy tym szereg parametrów tych silników. I tak np. stosunek wydatków powinien wynosić od 5 : 1 do 6 : 1, ciąg startowy ok. 10 000 kG i ciąg przelotowy ok. 2500 kG. Wentylator powinien być w zasadzie jednostopniowy, lecz bierze się pod uwagę również wentylatory dwustopniowe.

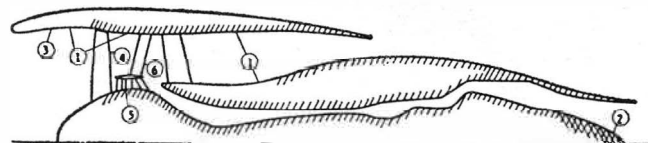
Firma General Electric zapoczątkowała już prace nad zmniejszeniem hałaśliwości silników wentylatorowych o dużym stosunku wydatków realizując szeroki program badawczy mający na celu obniżenie poziomu hałasu wytwarzanego przez silnik CF6, a głównie przez jego wentylator. Użyto do tego trzech silników modelowych, będących geometrycznym zmniejszeniem silnika CF6, i jednego silnika TF39 oraz 6 różnych wentylatorów. Wykorzystano poza tym wyniki prób w locie przeprowadzone na samolotach Marcel Dassault „Fan Jet Falcon”, Convair 990 „Coronado” i na lata-

jącej hamowni Boeing B-52, na której badano silnik TF39.

Obniżenie poziomu hałasu wytwarzanego przez wentylator uzyskano przez odpowiedni dobór szczeliny między wirnikiem a kierownicą wentylatora, przez zastosowanie dyszy wylotowej o odpowiednim kształcie i kanału wentylatora o odpowiedniej długości, a wreszcie przez zastosowanie specjalnych materiałów tłumiących, które stanowią integralną część obudowy wentylatora i kanału wlotowego.

Fotografia przedstawia model wentylatora silnika CF6, zmniejszony do 41% naturalnej wielkości. Był on poddawany próbom w ośrodku badań nad hałasem firmy General Electric. Próby przeprowadzone z zastosowaniem środków zmniejszających hałas i bez nich wykazały, że w odległości 60 m w bok od modelu powodują one zmniejszenie natężenia dźwięku o 9,4 dB w warunkach odpowiadających podchodzeniu do lądowania i o 6 dB w warunkach odpowiadających startowi.

Na rysunku 2 pokazano schemat modelu badawczego silnika CF6. Oznaczają na nim: 1 — kanał wentylatora o zmiennej geometrii; 2 — dysza silnika regulowana w celu zmiany stosunku wydatków silnika; 3 — kanał wlotowy; 4 — wirnik wentylatora z 38 łopatkami; 5 — stopień szczytkowy (w kanale wewnętrznym)



z 56 łopatkami; 6 — kierownica wylotowa z 80 łopatkami. Kreskowania wskazują powierzchnie z integralnymi wykładzinami tłumiącymi. Modele tego typu umożliwiły wybór najskuteczniejszych sposobów wyciszenia silnika.

Wyniki prac nad wyciszeniem poziomu hałasu może zilustrować następujący przykład: w odległości 4,8 km od miejsca zwolnienia hamulców przed startem samolot McDonnell-Douglas DC-10 napędzany trzema silnikami CF6 będzie powodował przy temperaturze otoczenia 29 °C o 16 dB mniejszy hałas niż samolot Boeing 707 lub McDonnell-Douglas DC-8. Można przy tym spodziewać się dalszego obniżenia poziomu hałasu silnika CF6, gdyż prace w tym kierunku trwają nadal.

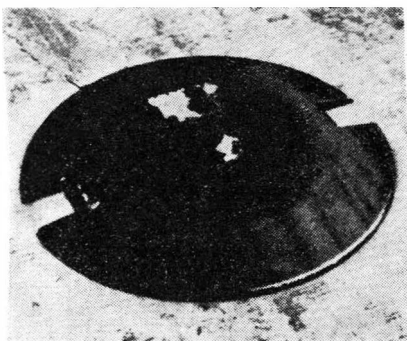
W. K.

Nowy optyczny system nawigacyjny

Linie lotnicze United Air Lines (UAL) wprowadziły próbnie na samolotach Boeing 727, kursujących na trasach Chicago—Nowy Jork i Chicago—Minneapolis, nowy optyczny system nawigacyjny, Navigation Director System. Został on opracowany przez firmy Hughes Aircraft Co. i Jeppesen Co. przy współpracy UAL. Urządzenie jest niezależne od stacji naziemnych i skła-

da się z przelicznika cyfrowego i aparatu filmowego o taśmie 35 mm. Aparat filmowy wyświetla na matowce o szerokości 18 cm przesuwającą się mapę trasy, na której zaznaczona jest pozycja samolotu i wszystkie niezbędne dane nawigacyjne.

W. K.



Automatyczne określanie stanu nawierzchni pasów lotniskowych

W porcie lotniczym Gatwick angielska firma Inertia Switch Ltd zainstalowała na pasie startowym przyrządy pomiarowe, które wchodzi w skład urządzenia doświadczalnego służącego do określenia stopnia nawilgocenia nawierzchni pasa i możliwości tworzenia się oblodzenia. Może ono również mierzyć poziom wody na pasie. Wyniki pomiarów są przekazywane do wieży kontrolnej portu.

W. K.

Zabezpieczenie lotów za pomocą radaru sterowanego maszyną cyfrową

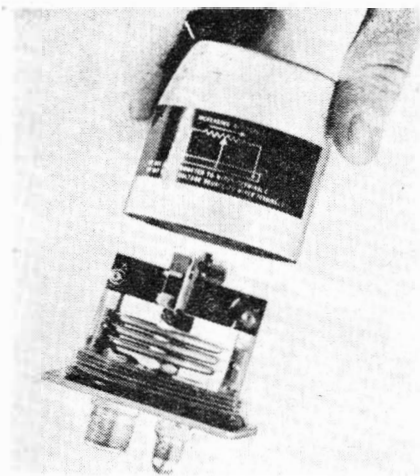
Wzrastający z roku na rok ruch samolotów nad amerykańskimi portami lotniczymi zmusił najwyższe władze lotnicze do zawarcia z UNIVAC umowy na opracowanie sterowanego maszyną cyfrową systemu zabezpieczenia lotów. Powstał w ten sposób automatyczny system radarowy ARTS III, który na początek ma być zainstalowany w niektórych amerykańskich portach lotniczych oraz w lotniczym ośrodku badawczym w Atlantic City.

System udoskonala pracę poszczególnych placówek kontroli lotniczego ruchu pasażerskiego, obejmując swym zasięgiem wszystkie samoloty znajdujące się w promieniu 37 km od stacji naziemnej. Samoloty w strefie wyczekiwania oraz samoloty podchodzące do lądowania i samoloty startujące są w sposób automatyczny kontrolowane przez radar. Dane dotyczące wysokości

lotu i znaków rozpoznawczych samolotów są uwidocznione na ekranie radarowym. Maszyna cyfrowa oblicza na podstawie wysyłanych i odbieranych w sposób ciągły impulsów radarowych kierunek lotu, prędkość i odległość od stacji naziemnej każdego samolotu znajdującego się w zasięgu radaru. Również te dane pojawiają się na ekranie radaru placówki kontrolnej, dzięki czemu można odpowiednio rozmieścić samoloty w strefie wyczekiwania.

Pierwowzory tego systemu są wypróbowywane już od 1964 r. w portach lotniczych Atlanty i Nowego Jorku. Instalowaniem systemu ARTS III kieruje UNIVAC dostarczając równocześnie maszyny cyfrowe. W najbliższych latach system ten ma być wprowadzony w 62 portach lotniczych Stanów Zjednoczonych.

W. K.



**Nowe
przetworniki
pomiarowe**

Firma CIC European Service (Londyn) wprowadza na rynek europejski trzy nowe przetworniki pomiarowe, które uzupełniają serię przetworników ciśnień z b. dokładnym opornikiem firmy Computer Instruments Corp. (Nowy Jork). Nowe przetworniki obejmują: Model 7000 — wysokościomierz działający do wysokości

30 000 m; Model 7100 — prędkościomierz o zakresie do 1800 km/h; Model 4500 F — przepływomierz określający automatycznie prędkość przepływu.

Wcześniej opracowany przetwornik ciśnień Model 3000 jest dostępny w dwóch wersjach: Model 3005 i Model 3020. Obie wersje są zbudowane na obwodach scalonych i mają zakresy prądu od 1 do 5 mA i od 4 do 20 mA. Przetwornik z obwodami jest umieszczony w znormalizowanej, przeciwwybuchowej i odpornej na wpływy atmosferyczne obudowie. Jako czujnik ciśnień jest zastosowany mieszek lub rurka Bourdona ze stopu niklowego o małym wydłużeniu. Bezpośrednio z rurką są połączone styki ślizgowe ze szlachetnego metalu, zabezpieczającego przed powstaniem luzu. Opornik ma film węglowy, który zapewnia bezstopniową zmianę prądu ze znacznie większą dokładnością niż to jest możliwe w przypadku oporników drutowych. Film węglowy może być tak ukształtowany, że daje liniową lub nieliniową zmianę prądu. Przetwornik cechuje się nadając filmowi kształt określony przez przelicznik porównujący żadaną charakterystykę z charakterystyką uzyskiwaną w czasie prób. Dzięki temu odpada konieczność cechowania przez użytkownika, a stosunek ciśnienia do napięcia można utrzymać z dokładnością $\pm 0,3\%$ całkowitego zakresu pomiarowego.

W. K.

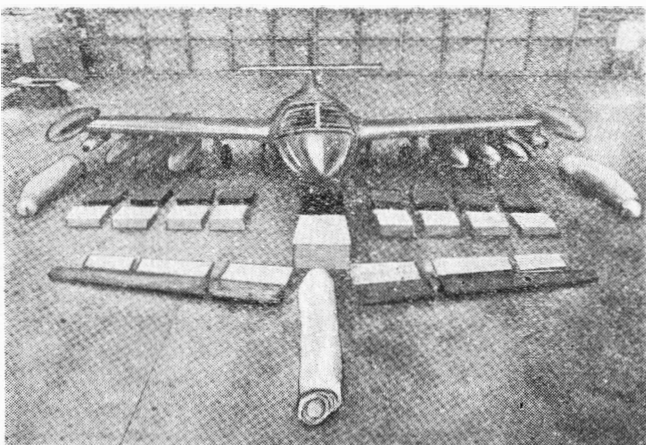


Ciągnik do samolotu Boeing 747

Linie lotnicze „Air France” zamówiły w firmie SECMA-FER cztery specjalne ciągniki do swoich przyszłych 500-miejscowych autobusów powietrznych Boeing 747. Pierwszy z tych ciągników, wykonywanych według dokumentacji amerykańskiej, został już przekazany „Air France” i przechodzi tam wstępne próby. Jego ciężar wynosi 54 000 kg, długość 9,50 m, szerokość 3 m i wysokość 1,5 m. Mała wysokość ciągnika umożli-

wia mu manewrowanie pod kadłubem samolotu. Ciągnik jest napędzany silnikiem wysokoprężnym Deutz o mocy 800 KM. Przeniesienie momentu obrotowego na wszystkie cztery, niezależnie zawieszane koła odbywa się hydrostatycznie. Ponieważ wszystkie koła są kierowane, a ponadto kierowca może zajmować miejsce z przodu lub z tyłu pojazdu, ciągnik wykazuje wyjątkowo dużą manewrowość.

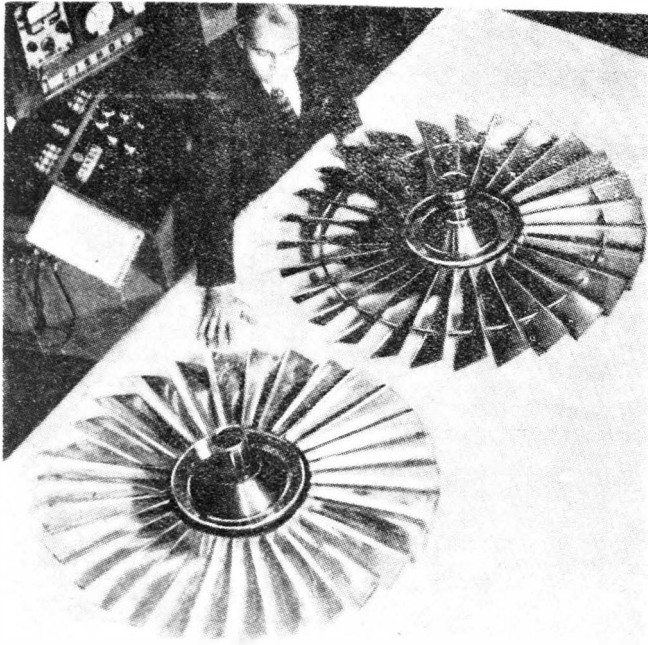
W. K.



Materiał piankowy do wypełniania zbiorników paliwowych

Zbiorniki paliwa samolotu szturmowego Cessna A-37B zostały wypełnione spienionym poliuretanem. Powstałe w ten sposób wewnątrz zbiorników wkłady ze spienionego materiału — widoczne na fotografii obok zbiorników — zapobiegają powstawaniu pustych miejsc, w których może tworzyć się mieszanka paliwowo-powietrzna. Zabezpiecza to zbiorniki przed pożarem i eksplozją, nawet wówczas gdy zbiornik zostanie bezpośrednio trafiony pociskami zapalającymi. Wypełnienie zbiorników spienionym tworzywem zmniejsza ich pojemność tylko o 3%.

W. K.



Jednym z największych zastosowań kompozycji materiałowych na osnowie metalowej jest stosowanie ich z dużym powodzeniem na elementy silników lotniczych. W silniku dwuprzepływowym JT 8D firmy Pratt and Whitney zastosowano aluminium wzmocnione włóknami boru na łopatki pierwszego stopnia wentylatora. Wentylator o średnicy 1000 mm zawiera 30 łopatek, każda o ciężarze 440 G. Są one o 40% lżejsze od dotychczas używanych łopatek tytanowych w silnikach seryjnych stosowanych do samolotów Boeing 727, 737, Douglas DC-9 i „Super Caravelle”. Ta kompozycja materiałowa nadaje się do pracy w temperaturach podwyższonych, m. in. w silnikach naddźwiękowych. Główną zaletą tego tworzywa jest duży stosunek wytrzymałości do ciężaru i duża sztywność. W przypadku łopatek do wspomnianego silnika możli-

Łopatki z aluminium wzmocnionego włóknem

we było dzięki temu zrezygnowanie z bandaża usztywniającego stosowanego przy dotychczasowych łopatkach tytanowych.

Łopatki wykonywane są z taśm będących kompozycją jednowarstwowych włókien boru z naniesionym aluminium za pomocą łuki plazmowego i pokrywane folią aluminiową. Włókna boru są pokryte warstwą węglków krzemu. Wytrzymałość tych włókien wynosi ponad 272 kG/mm². Taśma wykonana jest z włókien o długości 4 mm ułożonych obok siebie w liczbie 70 szt. na szerokości taśmy, przy czym ciężar włókien stanowi około 50% ciężaru taśmy.

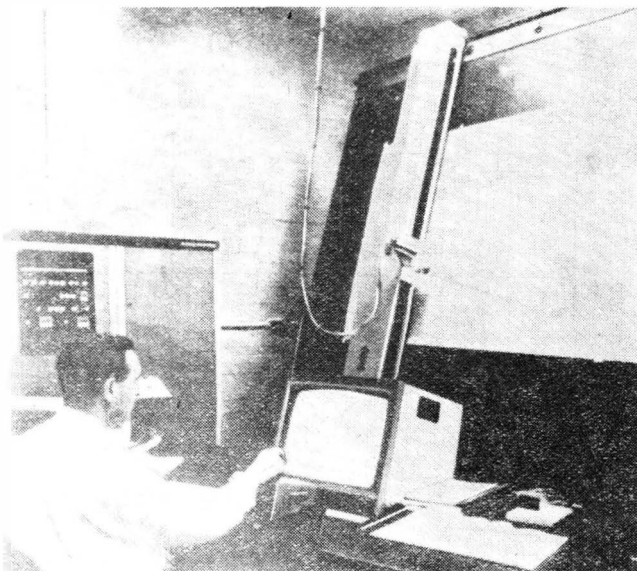
Przy wykonawstwie łopatek taśmy o odpowiednim kształcie wkładane są do formy, gdzie podlegają złączeniu przy zastosowaniu odpowiednich wartości ciśnienia i temperatury. Część profilowa łopatki łączona jest z uprzednio wykonanym zamkiem ze szczególną uwagą, tak aby wzajemnie gładko przenikały między jedną i drugą częścią. Po takim przygotowaniu pióro i zamek umieszczone są w formach i dociskane w próżni. Obróbka zamka po sprasowaniu wymaga tylko lekkiego wykończenia. Wiadomości o parametrach procesów technologicznych są raczej skąpe i stanowią tajemnicę firm produkujących łopatki.

Oszczędności ciężarowe z wprowadzenia tego tworzywa uzyskiwane są nie tylko na łopatkach, ale również na tarczach, wałach itp. Oszczędności te zależą od typu silnika i oceniane są na: dla silników dwuprzepływowych około 25%, dla silników nośnych w samolotach pionowego startu około 30%, a dla silników naddźwiękowych około 12%. Próby dotychczasowe wykazują pełną przydatność tej kompozycji materiałowej i roszą dużą przyszłość w zastosowaniach lotniczych.

Na rysunku przedstawiono wirniki wentylatora silnika dwuprzepływowego — jeden tradycyjny z łopatkami z bandażem wykonanymi ze stopów tytanu oraz drugi lżejszy o 40% z łopatkami z aluminium wzmocnionego włóknem boru (łopatki bez bandaża).

A. G.

Elektroniczne trasowanie



Rozrysowywanie i trasowanie profili płatowca stanowi pracochłonny i trudny etap w procesie konstrukcji i przygotowania produkcji. W celu zmniejszenia pracochłonności, zwiększenia dokładności, ułatwienia wprowadzania zmian i przeprowadzania analiz i studiów oraz sprężenia kilku etapów prac, opracowano urządzenie współpracujące z rozbudowaną maszyną

matematyczną. Urządzenie to Kongsberg-Kingmatic 2637, zainstalowane w firmie Hawker Siddeley, składa się z maszyny matematycznej, pulpitu sterującego z ekranem typu telewizyjnym, tablicy o powierzchni ponad 11 m² i układu trasującego o ruchu sterowanym. Urządzenie ma własne układy interpolacji kołowej i parabolicznej. Dzięki temu zestawowi urządzenie wychodzą z matematycznie określonego kształtu dobiera punkty w taki sposób, ażeby uzyskać możliwie najbardziej płynne kształty. Po ustaleniu tych punktów rejestruje ostateczny kształt. Na podstawie taśmy uzyskanej z maszyny matematycznej urządzenie trasujące kreśli zapisany tam kształt korzystając równocześnie z własnych interpolatorów parabolicznych i kołowych. Dokładność rysowanych linii wynosi kilka setnych milimetra.

Za pomocą sterowania ręcznego można wprowadzić dowolne zmiany na rysunku, a następnie włączyć je za pomocą sprzężenia zwrotnego do układu sterującego. Wprowadzane zmiany obserwuje się na ekranie telewizyjnym, gdzie widoczny jest fragment linii kreślonej oraz układ współrzędnych prostokątnych i punkt przesuwający się stycznie do tworzonej krzywej (rys). Wprowadzane zmiany rejestrowane są w pamięci maszyny matematycznej na miejsce anulowanych fragmentów zapisu.

Dzięki temu urządzeniu można radykalnie skrócić okres trasowania czy rozrysowań. W jednym z tematów stwierdzono, że zamiast odręcznego wykreślania w ciągu 1000 godzin pracę tę maszyna wykonała w ciągu 1 godziny. Urządzenie stwarza dodatkowe korzyści, gdyż raz ustalony zarejestrowany kształt może służyć jako podstawa do otrzymania taśm sterujących dla obrabiarek programowych.

A. G.

Słoneczne termiczne silniki raketowe

We współczesnej astronautyce niepodzielnie panują, jak wiadomo, chemiczne silniki raketowe. Tylko w kilku bowiem przypadkach zastosowano silniki jonowe (na przykład do sterowania położenia statku kosmicznego „Woschod”). Oczywiście nie oznacza to, że chemiczny napęd zawsze utrzyma swą dominację. Istnieje bowiem nadspodziewanie wiele — nieraz rewelacyjnych — możliwości niechemicznego napędu raket i prowadzone są intensywne eksperymenty mające na celu ich wykorzystanie.

Jedną z takich możliwości stanowi słoneczny termiczny silnik raketowy.

Schemat jego konstrukcji i działania jest nadzwyczaj prosty.

Silnik ma się składać z wklęsłego zwierciadła skupiającego promienie słoneczne na niewielkim „kotle”, w którym nagrzewany ma być do wysokiej temperatury czynnik roboczy, w wyniku czego wylatywać on będzie z dużą prędkością z dyszy silnika.

Olbrzymią zaletą takiego silnika stanowić więc będzie to, że do swego działania wykorzystywać on będzie energię promieni słonecznych, czyli w rakiecie nie będą potrzebne ani chemiczne, ani jądrowe źródła energii. Już samo to czyni ten silnik godnym uwagi. Okazuje się jednak, że ma on więcej zalet. Jak widać bowiem z opisu, silnik taki odznacza się bardzo dużą prostotą konstrukcji, a więc i niezawodnością działania. Umożliwia on przy tym uzyskiwanie znacznego impulsu właściwego, porównywalnego z tym, jaki uzyskiwać się będzie w jądrowych silnikach raketowych, gdyż wartość impulsu sięgać będzie 900 s (mieszanka wodorotlenowa daje 440 s).

Jest rzeczą oczywistą, że w celu uzyskania takiego impulsu trzeba będzie jako czynnik roboczy stosować wodór, gdyż ma on najmniejszą masę cząsteczkową, a więc cząsteczki jego osiągają w danej temperaturze największą prędkość wylotu z dyszy.

Zrozumiałe też jest, że trzeba będzie dążyć do uzyskania jak najwyższej temperatury wodoru. Jedyne ograniczenie w tej dziedzinie stanowić będzie wytrzymałość tworzyw żaroodpornych. W przypadku użycia takich tworzyw jak węgiel cyrkonu czy węgiel hafnu możliwe będzie zapewne nagrzewanie wodoru do temperatury rzędu 3000 °K, gdyż tworzywa te mają temperaturę topnienia rzędu 4200 °K. Rysunek 1 ilustruje, jak będzie się kształtował impuls właściwy w zależności od temperatury wodoru.

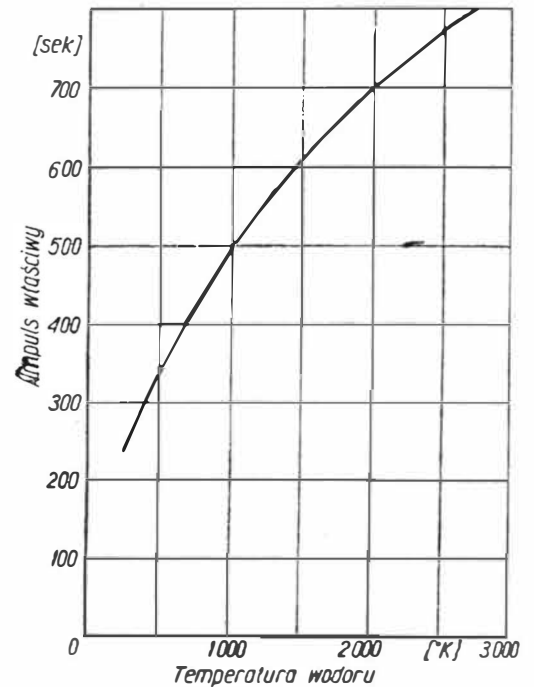
Poważną wadę tego rodzaju silnika stanowić jednak będzie stosunkowo mały ciąg wynikający ze stosunkowo niewielkiej gęstości energii w strumieniu promieni słonecznych wyrażającej się liczbami: 1350 W/m² w odległości 150 mln km od Słońca, czyli w rejonie orbity Ziemi, 575 W/m² w odległości 230 mln km w sąsiedztwie orbity Marsa i 2510 W/m² 110 w odległości mln km w sąsiedztwie orbity Wenus.

Nie całą przy tym energię strumienia promieni słonecznych można będzie wykorzystywać ze względu na różnorodne straty. Należy założyć, że stopień wykorzystania energii będzie większy niż 60%. (W naziemnych siłowniach ciepłych równy on jest około 40%, ale wiele energii traci się tu ze spalinami).

W praktyce można więc będzie na tej zasadzie budować silniki raketowe wytwarzające ciąg nie większy niż kilka kG ze względu na trudność budowy odpowiednio dużych zwierciadeł skupiających promienie słoneczne. Tym samym silniki te nie będą się nadawać do napędu raket nośnych, gdyż ich ciąg będzie mniejszy od masy silnika. Będą one jednak nadzwyczaj użyteczne do takich celów, jak zmiana kierunku i prędkości lotu sztucznych satelitów Ziemi i międzyplanetarnych pojazdów kosmicznych, a także zmiana położenia pojazdów i statków kosmicznych. Choć bowiem w słonecznych silnikach termicznych uzyskiwać się będzie znacznie mniejszy impuls właściwy niż w silnikach jonowych, które zamierza się użyć od tych samych celów, to jednak silniki słoneczne odznaczają się będą znacznie prostszą konstrukcją, większą niezawodnością działania, większym od silników jonowych ciągiem i, co jest nadzwyczaj ważne, większą trwałością.

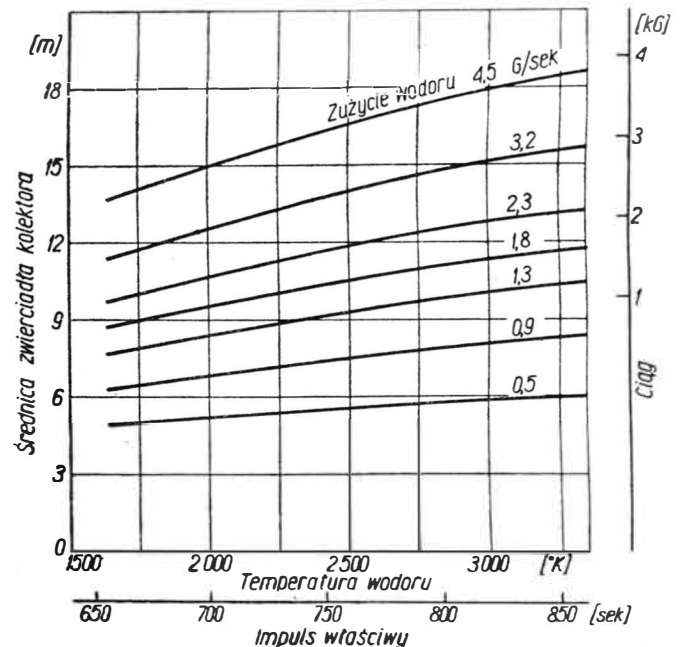
W chwili obecnej rozpatrywane są już liczne projekty takich silników. Według jednego z nich silnik miałby wytwarzać ciąg 2,27 kG przy temperaturze wodoru 2000 °K, czemu odpowiadałby impuls właściwy 700 s i jednostkowe zużycie wodoru 3,2 G/s (276 kG na dobę). Dla zapewnienia działania takiego silnika potrzebny byłby zwierciadłany kolektor promieni słonecznych o średnicy około 12 m. Rysunek 2 ukazuje zależność temperatury wodoru i ciągu od średnicy zwierciadła i ilości nagrzewanego wodoru oraz wynikający stąd impuls właściwy.

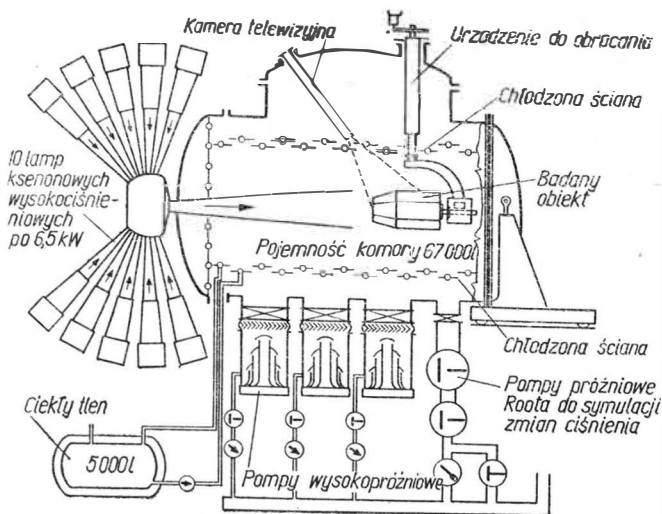
A. M.



1

2





Odtwarzanie w laboratoriach warunków przestrzeni kosmicznej

Wyjątkowo duże wymagania stawiane statkom kosmicznym w zakresie bezpieczeństwa eksploatacji mogą być spełnione tylko wówczas, gdy wszystkie części i zespoły statków można sprawdzić w warunkach kosmicznych. Wiadomo, że ciała znajdujące się poza atmosferą ziemską podlegają zupełnie innemu wpływom niż na powierzchni ziemi. Oprócz braku ciężenia występują jeszcze trzy czynniki: niemal całkowita próżnia, temperatura bliska zera absolutnego i niczym nie osłabione promieniowanie słoneczne. O ile w warunkach ziemskich nie można w sposób trwały wyeliminować siły ciężenia, to pozostałe czynniki można uzyskać sztucznie, przez dłuższy okres czasu, w zamkniętych pomieszczeniach.

Niezbędna próżnia uzyskiwana jest za pomocą specjalnych pomp, w zbiornikach zbudowanych ze stali stopowej. Najmniejsze ciśnienie, możliwe dziś do osiągnięcia, wynosi 10^{-12} tora i zostało wytworzone w najnowocześniejszych komorach próżniowych (o średnicy 2,5 m) w Manned Space Flight Center w Houston — USA, za pomocą pomp typu Getter i Cryo. W ośrodku tym znajdują się również największe komory symulacyjne na świecie (40 m wysokości, 22,5 m średnicy), w których sprawdzane są statki kosmiczne wraz z załogą. Panuje w nich ciśnienie rzędu 10^{-6} tora, tj. równe w przybliżeniu jednej miliardowej części ciśnienia ziemskiego.

Temperatura przestrzeni kosmicznej wynosi 269°C . Statek kosmiczny wskutek wypromieniowywania w przestrzeń własnego ciepła stygnie coraz bardziej. Przybliżone odtworzenie tego procesu jest możliwe w komorze z idealnie czarnymi ścianami, chłodzonymi ciekłym tlenem (-196°C). Takie ściany znajdują się wewnątrz komory próżniowej i otaczają badane ciało. Powierzchnia chłodzonych ścian w największej komorze wynosi 3000 m^2 .

Sztuczne promieniowanie słoneczne jest najtrudniejsze do uzyskania. Poza atmosferą ziemską promienie słoneczne obejmują pasmo promieni od ultrafioletowych, poprzez widzialne, aż do podczerwonych. Ciało kosmiczne, o ile nie znajduje się w cieniu kuli ziemskiej, napromieniowywane jest jednostronnie przez Słońce. Powstaje w nim temperatura wynikająca z równowagi

cieplnej między ciepłem pobieranym od Słońca, a ciepłem wypromieniowywanym w przestrzeń kosmiczną. Właśnie ten bilans promieniowania musi być odtworzony w komorze symulacyjnej. Ze względu na to, że różne materiały i powłoki ochronne wykazują zupełnie różną chłonność spektralną, bilans cieplny może zmieniać się w bardzo szerokich granicach. Przez dobór odpowiednich powłok uzyskuje się na powierzchni pojazdów kosmicznych zakres temperatur od -100°C do $+300^{\circ}\text{C}$.

Ze względu na wielką odległość Słońca od Ziemi oświetlenie słoneczne jest całkowicie równomierne, a promienie równoległe. Tego rodzaju własności światła słonecznego pozwalają odtworzyć się jedynie w przybliżeniu. Dla oświetlenia 1 m^2 powierzchni potrzeba wielu najsilniejszych — jakie obecnie są do dyspozycji — sztucznych źródeł światła. W związku z tym w grę wchodzi jedynie wysokociśnieniowe lampy ksenonowe lub łukowe z włóknem węglowym. Ich światło musi być doprowadzone do środka komory przez układ zwierciadeł i szkieł kwarcowych, przy czym jedynie z wielkim trudem otrzymuje się równomierność naświetlenia większą niż $\pm 5\%$. (Dla porównania — na ekranie kinowym dopuszczalny spadek intensywności oświetlenia od środka ekranu do krawędzi wynosi 50%).

Zadaniem konstruktorów pojazdów kosmicznych jest zmniejszenie do minimum ujemnego wpływu wahań temperatury na powierzchni pojazdu na urządzenia znajdujące się wewnątrz. Poszczególne fragmenty konstrukcji muszą mieć zróżnicowane przewodnictwo cieplne, a osłony między przyrządami różną izolacyjność.

Od kilku lat budową pojazdów kosmicznych zajmuje się również NRF. W czynnym od 1966 roku potężnym ośrodku badawczym w Porz-Wahn (schemat komory symulacyjnej ośrodka podano na rysunku) bada się nie tylko wpływ ustalonych warunków przestrzeni kosmicznej na pojazdy kosmiczne, ale również wpływ gwałtownie zmieniających się warunków — przede wszystkim ciśnienia — na działanie urządzeń rakiet bojowych w czasie ich lotu z Ziemi na wysokość 150 km i z powrotem na Ziemię.

B. G.

LITAS

nowy system światłnej pomocy dla podejścia do lądowania

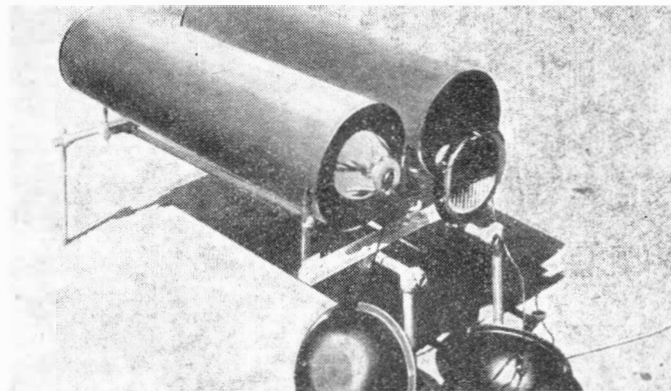
LITAS (Low Intensity Two-colour Approach System) jest nowym i tanim systemem świetlnym, ułatwiającym precyzyjne podejście z widzialnością do lądowania. Został on opracowany i wyprodukowany przez brytyjską firmę Research Engineers Ltd.

System LITAS opracowano w oparciu o międzynarodowy uznany i zatwierdzony przez ICAO system VASI. System VASI (Visual Approach Slope Indicator) służy do tworzenia dwubarwnych informacji świetlnych o dużej intensywności, umożliwiających prawidłowe utrzymanie ścieżki schodzenia w końcowej fazie podejścia do lądowania z widzialnością. System LITAS zaprojektowany został przede wszystkim dla użytku w nocy na mniejszych lotniskach i na pomocniczych kierunkach lądowania. Można go instalować wszędzie tam, gdzie zainstalowanie pełnego wyposażenia systemu VASI jest zbyt kosztowne z uwagi na powolną amortyzację poniesionych kosztów. Koszt zakupu i zainstalowania systemu LITAS, dzięki uproszczonej konstrukcji, łatwości montażu i eksploatacji oraz małemu poborowi mocy jest w porównaniu z systemem VASI bardzo mały. Najmniejsza użyteczna instalacja obejmuje dwa zestawy lamp, umieszczone po jednej stronie pasa startowego. Cztery zestawy lamp, umieszczone symetrycznie po obu stronach pasa startowego, stanowią pełną instalację. Wytwarza ona białym i czerwonym światłem małej intensywności wzrokową ścieżkę schodzenia. Dodatkowo, zapewnia precyzyjne określenie strefy przyziemia i ułatwia utrzymanie kierunku dobiegu i rozbiegu.

Zasięg widzialności światła systemu LITAS w nocy, w normalnych warunkach meteorologicznych, wynosi co najmniej 10 km. Zastosowanie lamp kwarcowo-halogenowych, świecących z pełną intensywnością, pozwala stosować go przy świetle dziennym.

W wyniku prób stwierdzono, że system LITAS przewyższa pod względem jakości dostarczanych informacji wszystkie aktualnie dostępne systemy, takie jak np.: wskaźnik kąta podejścia AAI (Angle of Approach Indicator). Zabezpiecza w pełni potrzebę posiadania kontrolowanej wzrokowo ścieżki schodzenia na mniejszych lotniskach i pomocniczych kierunkach lądowania przy zmniejszonych kosztach utrzymania.

Każdy zestaw lamp składa się z dwu metalowych, wydłużonych walców (o dług. 86 cm i średnicy 24 cm) umocowanych na podstawie. W celu zwiększenia pokrycia kąтового przestrzeni obudowy lamp umieszczone są nieznacznie rozbieżnie. Tylna część każdej obudowy ma sprężynową obejmę, a przednia układ śrubowy umożliwiający regulację kąta podniesienia. Podstawa zbudowana z rurek ma cztery nogi umożliwiające umocowanie w betonie, ziemi lub ustawienie na specjalnie przygotowanej do tego płycie.



Każda lampka ma w przedniej części poziomy reflektor szczelinowy, a w tylnej zwykły reflektor. Do reflektorów zastosowano standardowe żarówki samochodowe. Są to żarówki tungstenowe 48 W lub kwarcowo-halogenowe 55 W.

Elementy konstrukcyjne systemu LITAS są wykonane z materiałów zapewniających dużą trwałość pod działaniem różnych warunków atmosferycznych. Obudowy są wykonane z nierdzewnej stali i malowane na żółty kolor. Podstawa jest aluminiowa a pozostałe elementy galwanizowane nierdzewną stalą.

Zakładając dodatkowe ramy można utworzyć dowolną ilość punktów instalacyjnych. Tym sposobem w ciągu kilku minut można wraz ze zmianą kierunku wiatru zmienić za pomocą tego samego zestawu kierunek podejścia do lądowania.

Każdy zestaw lamp wyposażony jest w klinometr skalowany w stopniach i minutach kątowych. Pozwala on na ustawienie żadanego kąta nachylenia ścieżki schodzenia i ułatwia kontrolę zachowania go.

Światła systemu LITAS mogą być zasilane z akumulatorów 12 V, przenośnej prądnicy lub przez transformator z głównej sieci elektrycznej. Transformatory zabezpieczone są przed wpływami atmosferycznymi obudową z włókna szklanego. Mają układ regulacji napięcia prądu elektrycznego.

Dane techniczne systemu LITAS:

Intensywność światła:

lampy tungstenowe (12 V) światło białe	10 000 świec
światło czerwone	2700 świec

lampy kwarcowo-halogenowe

dostarczają światła o 50% intensywniejszego

Pobór mocy: 96 W/12 V (żarówki tungstenowe)

110 W/12 V (żarówki kwarcowo-halogenowe)

Wymiary każdego zestawu:

długość 108 cm

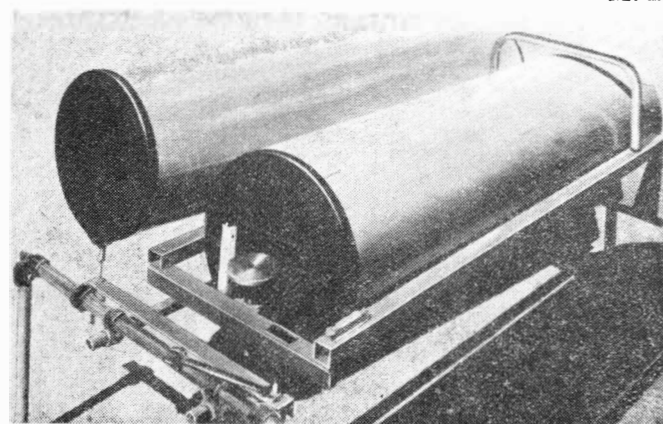
szerokość 67 cm

wysokość 37 cm

Ciężar

21,5 kG.

M. Ż.



UZYSKANIE ZEZWOLENIA PRZEZ PRZEDSIĘBIORSTWA LOTNICZE NA LĄDOWANIE W WARUNKACH METEOROLOGICZNYCH II KAT.

Przepisy Amerykańskiej Federalnej Agencji Aeronautycznej FAA otwierają przedsiębiorstwom lotniczym dwie drogi do uzyskania certyfikatu dla oprzyrządowania pozwalającego lądować samolotom w warunkach meteorologicznych II kat. (widzialność pozioma wzdłuż pasa startowego — Runway Visual Range, tzw. RVR 400 m).

Pierwsza droga, zwana „drogą inżynierską”, wymaga przeprowadzenia przez daną wytwórnę samolotów szczegółowej analizy programu oblotów określonego typu samolotu. W wyniku tej analizy oprzyrządowanie zostaje przez wytwórnę tak opracowane, aby dany typ samolotu mógł lądować w warunkach meteorologicznych II kat. Na przykład zakłady lotnicze Boeing otrzymały certyfikat FAA dla oprzyrządowania samolotów serii Boeing 707/720. Certyfikat zezwala używać tę serię samolotów do lądowania w warunkach meteorologicznych II kat. Przyszły użytkownik, zakupując samolot z całkowicie uzupełnionym oprzyrządowaniem, musi dodatkowo uzyskać zezwolenie operacyjne FAA. Zezwolenie to wydawane jest po przeprowadzeniu przeszkolenia załóg w zakresie lądowania w warunkach meteorologicznych II kat. Utrzymuje ono swoją ważność, jeśli załogi przechodzą odpowiedni trening lotniczy, a przedsiębiorstwo lotnicze udowodni, że ma zdolność utrzymania wymaganej sprawności oprzyrządowania i odpowiednio wyszkolonego personelu latającego.

Druga droga, zwana „drogą operacyjną”, wymaga przeszkolenia załóg zatrudnionych przez dane przedsiębiorstwo lotnicze według odpowiedniego programu szkoleniowego. Szkolenie to musi poprzedzić przedstawienie organom FAA, jakie oprzyrządowanie będzie używane do lądowań w warunkach meteorologicznych II kat., jakie przeszkolenie i trening przejdą załogi i jakie zostaną wprowadzone dokumenty umożliwiające kontrolę utrzymania właściwego poziomu sprawności technicznej i szkoleniowej.

Zanim zostanie wydany certyfikat ostatecznie zezwalający na podchodzenie do lądowania w warunkach meteorologicznych II kat., musi zostać wykonane 300 pomysłnych podejść do lądowania przy minimach pogody II kat. na podstawie wstępnego zezwolenia. Jako pomysłne podejście rozumiane jest takie, w czasie którego pilot w momencie osiągnięcia wysokości decyzji

35 m/100 stóp utrzyma samolot na ścieżce schodzenia ILS, z tolerancją jednej kropki do góry lub do dołu na pokładowym wskaźniku odchyłań ILS, oraz na kierunku lądowania pomiędzy teoretycznym przedłużeniem krawędzi pasa startowego. W celu zabezpieczenia właściwej realizacji procesu szkolenia załóg FAA stawia ograniczenie, że jeden pilot danego przedsiębiorstwa nie może wykonać więcej niż 15% wszystkich lądowań. Uzyskany jedną z wyżej wymienionych dróg certyfikat zezwalający dla danego typu samolotu wykonywać podejście do lądowania w warunkach meteorologicznych II kat. oznacza, że przedsiębiorstwo lotnicze może posługiwać się nim przy widzialności poziomej na pasie startowym 400 m, pod warunkiem, że kapitanowie i pierwsi piloci są przeszkoleni i wytrenowani według zatwierdzonego programu szkoleniowego oraz naziemne pomoce lotniskowe służące do tego celu są również zatwierdzone przez FAA.

Każde lotnisko, które ma przyjmować samoloty w warunkach meteorologicznych II kat., musi uzyskać odrębne zezwolenie FAA. W związku z tym certyfikat FAA wydany określönemu przedsiębiorstwu lotniczemu ograniczony jest tylko do pasów startowych, które mogą stworzyć odpowiednie warunki lądowania. Pas taki musi być wyposażony w podwójny pomiar widzialności poziomej na pasie RVR, światła podejścia dużej intensywności, światła progowe, światła strefy przyziemienia, świetlną linię centralną pasa, urządzenie systemu ILS II kat. W roku 1966 w Stanach Zjednoczonych były początkowo tylko 4 pasy startowe, które mogły przyjmować samoloty w warunkach meteorologicznych II kat. Były to pasy w Oakland, Dulles, Pittsburg i Atlanta. Po powstaniu planu intensywnego rozbudowy lotnisk cywilnych ilość takich pasów pod koniec 1966 r. wzrosła do około 20. Obecnie duża część lotnisk w Stanach Zjednoczonych ma możliwość przyjmowania samolotów w warunkach meteorologicznych II kat. W Europie proces modernizacji lotnisk w tym kierunku przybiera na intensywności. Dyktowane jest to walką o podniesienie opłacalności przewozów lotniczych.

Pierwszym przedsiębiorstwem lotniczym, które wystąpiło do FAA o wydanie certyfikatu zezwalającego lądować w warunkach meteorologicznych II kat. było United Air Lines. W celu otrzymania tego certyfikatu UAL wybrało „drogę operacyjną”. Certyfikat ostatecznie został wydany 28.10.1965 r. samolotom DC-8 należącym do UAL, po wykonaniu wymaganej ilości podejść do lądowania. Następnym przedsiębiorstwem lotniczym, które uzyskało taki certyfikat dla swoich samolotów DC-8 był Pan American Airlines. Obecnie większość dużych towarzystw lotniczych pracuje nad uzyskaniem certyfikatów zezwalających na lądowanie poszczególnym typom swoich samolotów w warunkach meteorologicznych II kat.

M. Ż.

Dokończenie ze str. 42

Nowy Zarząd został upoważniony do powiększenia swego składu drogą dokoopowania dalszych osób.

W ramach „wolnych wniosków” wypowiedziało się 5 delegatów, potem jednogłośnie przyjęto uchwałę zaproponowaną przez kol. F. Waśko w imieniu Komisji Wnioskowej. Zjazd obradował blisko cztery godziny, lecz siły delegatów zostały wzmocnione kawą i ciastkami.

Na marginesie zrelacjonowanego Zjazdu przypomnijmy, że Walne Zgromadzenie Delegatów Sekcji Lotniczej, które odbyło się w czerwcu 1966 r. liczyło — 20 osób.

2. Walne Zgromadzenie Delegatów Sekcji Lotniczej SIMP w Warszawie 10 kwietnia 1969 r. podjęło następującą Uchwałę:

„Walne Zgromadzenie... składa wyrazy uznania dla całego Zarządu na czele z przewodniczącym kol. T. Kostią — za wielką ofiarnością przejawianą w czasie trzyletniej kadencji i za pełne oddanie działalności społecznej, rezultatem której jest szereg poważnych osiągnięć...

... Jako podstawę działalności Sekcji Lotniczej na najbliższy okres postanawia przyjąć program opracowany przez ustępujący Zarząd. Program ten powinien się koncentrować na 5 zasadniczych kierunkach:

- stabilizacja branży lotniczej w kraju
- rozwój organizacyjny Sekcji Lotniczej
- rozwój zagadnień szkoleniowych
- zwiększenie roli kierunków branżowych
- rozwój życia towarzyskiego

... Walne Zgromadzenie postanawia, aby nowy Zarząd przyjął do rozpatrzenia i realizacji następujące wnioski:

- wszczęcie starań o powołanie do życia Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Lotnictwa
- zaproponowanie instytucjom centralnym związanym z działalnością lotnictwa objęcie protektoratu nad Sekcją Lotniczą
- koordynacja w zakresie organizacji narad w sprawie ukierunkowania działalności przemysłu lotniczego
- reaktywowanie Zespołu Rzecznawców Lotniczych
- udzielanie pomocy w zakresie amatorskiego ruchu konstruktorskiego”.

3. 10.IV.br. nowy Zarząd Sekcji Lotniczej SIMP ukonstytuował się jak następuje:
przewodniczący kol. Tadeusz Kostia
wiceprzewodniczący kol. Aureliusz Miśiorek (wiceprzewodniczący Oddziału Warszawskiego Sekcji Lotniczej)
sekretarz kol. Wacław Zaremba.

Ustalono, że posiedzenia Zarządu będą się odbywać w Domu Technika w pierwszy piątek każdego miesiąca o godz. 16.

4. Zarząd Sekcji Lotniczej podjął uchwałę, że w skład Prezydium Zarządu wchodzi następujące osoby:

— kol. mgr inż. Tadeusz Kostia, przewodniczący Zarządu (W-wa, ul. Andrzejowska 7, m. 11, tel. 22-34-05; miejsce pracy: Instytut Lotnictwa, tel. 46-00-11, wew. 542),

— kol. płk mgr inż. Aureliusz Misiorek, wiceprzewodniczący Zarządu (W-wa, ul. Częstochowska 36/38 m. 62; miejsce pracy: DWL, tel. 25-40-41, wew. 6429)

— kol. mgr inż. Wacław Zaremba, sekretarz Zarządu (W-wa, ul. Warecka 4/6 m. 23, tel. 26-44-07; miejsce pracy: WSK Warszawa II, tel. 10-00-11, wew. 192),

— kol. płk mgr inż. Mieczysław Sikorski, członek Zarządu (W-wa, ul. Nowowiejska 28 m. 69; miejsce pracy: Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, tel. 32-43-10)

— kol. mgr inż. Stefan Sulikowski, członek Zarządu (W-wa, ul. Białobrzaska 62/64 m. 4, tel. 22-34-93; miejsce pracy: Politechnika Warszawska, tel. 44-40-26, wew. 166).

5. Na posiedzeniu Zarządu Sekcji 25.IV br. — wstępnie, zaś — 16.VI br. — ostatecznie — przyjęto podział zadań i funkcji w Zarządzie SL.

— Kontakty z władzami, współpraca z Zarządem Głównym SIMP i sekcjami, udział w plenarnych posiedzeniach Zarządu Głównego — kol. T. Kostia

— Łączność ze środowiskami wojskowymi, tematyka memoriałów, działalność w Oddziale Warszawskim Sekcji Lotniczej — kol. A. Misiorek

— Działalność Sekretariatu, łączność organizacyjna ogniw Sekcji, propaganda, organizacja życia towarzyskiego — kol. W. Zaremba

— Wiodąca akcja naukowa, w tym odczytów i prelekcji — kol. M. Sikorski przy współudziale kol. F. Borodzika

— Sterowanie i organizacja konferencji i narad — kol. F. Borodzika

— Zagadnienia szkolenia i podwyższania kwalifikacji pracowników lotnictwa, sondaż zatrudnienia fachowców lotniczych — kol. S. Orczykowski

— Wycieczki krajowe i wyjazdy zagraniczne, łączność z zagranicą — kol. J. Bożyszkowski

— Działalność wydawnicza, działalność w Oddziale Warszawskim Sekcji Lotniczej, współpraca z Komisją Wniosków Walnego Zjazdu Delegatów SIMP — kol. S. Sulikowski

— Łączność z Sekcją Główną Komunikacji Lotniczej SITK, Radą Seniorów Lotnictwa i Klubem Publicystów Lotniczych — kol. Z. Winecki.

6. Zarząd Sekcji Lotniczej ustalił wstępny plan krajowych konferencji naukowo-technicznych na rok 1970 i 1971, — Kształcenie kadr dla lotnictwa (wspólnie zorganizują zarządy sekcji lotniczych SIMP i SITK)

— Tworzywa sztuczne w przemyśle lotniczym (wspólnie zorganizują koła zakładowe przy Instytucie Lotnictwa i Szybocowym Zakładzie Doświadczalnym)

— Konferencja smigłowcowa (wspólnie zorganizują: Oddział Sekcji Lotniczej SIMP w Lublinie i Sekcja Główna Komunikacji Lotniczej SITK)

— Problemy licencji i badań patentowych (zorganizuje Oddział Sekcji Lotniczej SIMP w Rzeszowie).

7. Zebranie Sprawozdawczo-Wyborcze Oddziału Sekcji Lotniczej SIMP w Rzeszowie wyłoniło następujący Zarząd Oddziału:

— kol. Jacek Filocha — przewodniczący — „Dymitr Ryszczuk — sekretarz. W skład członków Zarządu weszli m.in. kol. M. Mikłuszka (WSK Rzeszów) i kol. R. Legięcki (WSK Mielec).

Walne Zgromadzenie uchwaliło wnioski, z których ważniejsze przytoczamy:

— podjęcie próby zorganizowania kół lotniczych na terenie WSI oraz w zakładach związanych z przemysłem lotniczym,

— nawiązanie ściślejszej współpracy z wojskami i aeroklubami,

— podjęcie akcji propagandowej w celu zwiększenia czytelników TL i A

— zorganizowanie sympozjum z okazji 50-lecia Lotnictwa Wojskowego.

8. Zarząd Oddziału SIMP w Olsztynie wspólnie z WSK Okęcie oraz Katedrą Mechanizacji Rolnictwa (przy współudziale LZUG i PGR w Olsztynie) zorganizowały w dniach 11 i 12 kwietnia br. konferencję naukową na temat perspektyw lotnictwa rolniczego. Mimo że Konferencja ta pomyślana była przez organizatorów jako lokalna i wstępna, do tej, którą przygotowują sekcje lotnicze SIMP i SITK, to jednak stała na wysokim poziomie naukowym.

Na Konferencji wygłoszono 8 specjalistycznych referatów, przeprowadzono dyskusję nad zagadnieniami miejscowymi i problemami ogólnokrajowymi oraz zademonstrowano film z pokazów lotnictwa rolniczego w Hadze. Ostatnią imprezą stanowił pokaz sprzętu lotniczego zgromadzonego na lotnisku.

W Konferencji wzięło udział 60 osób, przy czym Zarząd Sekcji Lotniczej reprezentował kol. T. Kostia. Wysoką ocenę uczestników Konferencji zyskała organizacja tej imprezy oraz gościnność gospodarzy.

9. W związku z uchwałą konferencji na temat klejenia metali, która odbyła się w Swidniku na jesieni ubr., Komitet Nauki i Techniki polecił:

— wstawić odnośną tematykę do planu prac naukowo-badawczych Instytutu Spawalnictwa na lata 1969—70

— w 1969 r. przystąpić do podstawowych prac w organizowanej pracowni klejenia metali.

10. 4—6 maja br. odbył się we Wrocławiu Walny Zjazd Delegatów SIMP. Sprawozdanie ustępującego Zarządu Głównego przyniosło szereg informacji o działalności naszej Sekcji. Członkowie Sekcji Lotniczej w osobach kolegów: Kostia, Królikiewicza, Orczykowskiego i Sulikowskiego zabierali głos w dyskusji oraz zgłosili do uchwały szereg wniosków ważnych, o podstawowym znaczeniu zarówno dla obecnej — jak i perspektywicznej — działalności lotniczej w Polsce.

11. NOT zgłasza do resortów wnioski stowarzyszeń naukowo-technicznych w sprawie przyznania nagród państwowych w 1970 r. W związku z powyższym Zarząd Sekcji Lotniczej rozesłał pismo okólnie do oddziałów Sekcji prosząc o nadesłanie wniosków poprzez zarządy oddziałów SIMP.

Nagroda Państwowa może być przyznana za:

— nowe, oryginalne rozwiązanie lub metodę na poziomie światowym,

— osiągnięcie odwrotne, którego realizacja przyniosła poważne korzyści,

— osiągnięcie dotyczące modernizacji ważnego działu produkcji. Blizsze informacje i wytyczne mają oddziały SIMP na podstawie pisma Zarządu Głównego SIMP z dn. 25.IV. br.

KRONIKA

▲ W związku z pokazem samolotu Il-62 przybyła do Polski grupa specjalistów radzieckich. W skład jej wchodził zastępca: ministra przemysłu lotniczego ZSRR — W. Bogdanow, dyrektora generalnego przedsiębiorstwa Aviaexport, głównego konstruktora biura konstrukcyjnego Tupolewa i głównego konstruktora biura konstrukcyjnego Iliuszyna. Delegację przyjął wicepremier P. Jaroszewicz.

▲ We Wrocławiu nastąpiło zakończenie VIII Rajdu Samolotowego Dziennikarzy i Pilotów. W zawodach wzięło udział 37 załóg (dwie z NRD i Węgier). Zwycięstwo odniosła załoga warszawska w składzie: pilot J. Pasierski (Aeroklub) i red. S. Szoff (Polskie Radio). Za najlepszego pilota rajdu uznano Z. Dudzika z Aeroklubu Warszawskiego. Zwycięska załoga otrzymała puchar ufundowany przez honorowego protektora rajdu wicepremiera Piotra Jaroszewicza. Puchar trafił do redakcji „Z Kraju i Ze Świata” Polskiego Radia.

▲ We Wrocławiu powołano do życia stowarzyszenie, które zrzeszać będzie pisarzy, plastyków, filmowców, fotografików i dziennikarzy, zajmujących się tematyką lotnictwa.

W pierwszym zjeździe wzięli udział m.in.: J. Meissner, B. Arct, Maria Kann,

E. Chromy, W. Kisielewski, T. Schiele, gen. bryg. pilot F. Kamiński.

▲ Zakończono realizację pierwszego etapu prac związanych z rozbudową Szybocowego Zakładu Doświadczalnego w Bielsku-Białej. Zakład otrzymał nową halę produkcyjną, wyposażoną w nowoczesne maszyny i urządzenia do produkcji szybowców. W starych pomieszczeniach urządzi się prototypownie. Zwiększenie mocy produkcyjnej zakładu nastąpi w przyszłej pięcioletce, gdy powstanie druga hala produkcyjna. Głównym odbiorcą bielskich szybowców będzie NRD, która podpisała wieloletnie umowy do 1975 r. na dostawę szybowców. Umowy te przewidują także, że producent przejmie na siebie obowiązek naprawy i remontu uszkodzonych szybowców oraz wyrób części zamiennych. W tym celu SZD wybuduje w Jeleniej Górze specjalny zakład, który będzie wykonywał remonty szybowców sprzedanych do NRD.

▲ W Gdańsku-Wrzeszczu trwają prace instalacyjne urządzeń radarowych i oświetleniowych na lotnisku pasażerskim. Port lotniczy we Wrzeszczu stanie się, jako trzeci w kraju, dostępny dla samolotów pasażerskich również w nocy. Zakończenie prac przewidziane jest na jesień.

▲ W dniu Święta Lotnictwa w Oleśnicy koło Wrocławia został odsłonięty pierwszy w Polsce pomnik Bohaterów Ery Kosmicznej.

▲ Pod przewodnictwem prezesa Rady Seniorów Lotnictwa M. Koniecznego odbyło się zebranie wyborcze Warszawskiego Klubu Seniorów Lotnictwa. Omówiono cele Klubu oraz jego ścisłą współpracę z Aeroklubem Warszawskim. Nowo wybrany zarząd ukonstytuował się następująco: prezes — K. Chorzewski; wiceprezes — K. Pleniewicz; sekretarz — J. Rudzki; sekcja historyczna — Z. Winecki; sekcja prasy i informacji — J. Walczak; sekcja emerytalna — K. Surma.

▲ Zarząd Aeroklubu Częstochowskiego powołał do życia Koło Seniorów Lotnictwa. Koło liczy 30 członków, byłych pilotów sportowych i wojskowych.

▲ Ubył z szeregu działaczy społecznych Lublina i Swidnika Bronisław Ratajczak. Ceniony mechanik lotniczy; początkowo w towarzystwie „Aero”, potem w PLL LOT, po wojnie zastąpiony pracownikiem przemysłu lotniczego, niestrudzony działacz aeroklubów mieleckiego i swidnickiego, od wielu lat czynny członek Klubu Seniorów Lotnictwa.

MARKS A.

629.19(73)

The „Apollo” 10 flight

In this article the details of the second manned flight on the Moon orbit — the flight of the space craft „Apollo”10 with the lunar module LM — and the experiments done by the LM vehicle with two astronauts on the bord near the Moon surface are presented.

KOŁODYŃSKI S.

629.19:521.6

The orbiting astronomical observatory OAO-2

The construction of the first in the world american orbiting the methods of carrying out the observations by it are men- astronomical observatory OAO-2 is described in short, the missions that this observatory has to fulfil are presented and tioned. The importance of celestical bodies observations by a satellite that flies above the earth atmosphere is empha- sized.

GLASS A.

629.135.15—482

Future of competition sailplanes

The paper presents progress in the construction of high-per- formance sailplanes — expressed by trends in standard class and development of design philosophy, aerodynamics and structure of high-performance sailplanes. Problems of using high-performance two-seat sailplanes and competition sail- planes of experimental or serial design have been also men- tioned. Trends in sailplane flight instruments has been pre- sented.

KOWALEWICZ A., KOZŁOWSKI L.

534.83:656.71

Field engine noise suppressors

The noise sources of turbojet engines are analysed, the me- thods of noise suppressing are presented and the operation principles of the field noise suppressors used abroad are de- scribed.

ŁOPATEK Z.

625.712.6:656.71

The influence of the runway different inclination on transport aircraft take-off length

In this paper the possibilities of applying for some cases such runway inclination which enables to take-off of an aircraft requiring normally the longer runway are mentioned; it is explained, that the influence of runway inclination on aircraft take-off length is determined by aircraft acceleration value, the method of calculating the index of the total runway incli- nation is given and the runway length correction factor ver- sus the index of the total runway inclination for two tran- sport aircraft types is presented. The influence of runways inclination on aircraft take-off length is illustrated by an example.

SZCZECIŃSKI S., OTYŚ J.

621.431.75—71

On some problems concerning the optimum cooling of aircraft piston engines

The theoretical principles of aircraft piston engine air cool- ing are presented and the necessity of applying in the case of the engines for high altitudes flights and for helicopters the forced cooling air flow controlled for various flight and engine operation conditions is emphasized.

ŻEBROWSKI M.

551.591:656.71

Runway visual range measurement

In this paper the definition of the runway visual range is given, the principles and methods of runway visual range measurement are presented, the limitations of measurement system are emphasized and the conditions of the landing approach using measured visual range values are discussed.

STAFIEJ W.

629.135.15.001.5

The activity of the Glider Experimental Establishment SZD.

After presenting in short the creation of the Glider Experi- mental Establishment, originally the Glider Institute, at Biel- sko-Biała the gliders designed there in the period since 1945 are discussed and the gliders being actually in the design or flight test phase are mentioned. The scientific activity of the SZD workers is shown also.

ORCZYKOWSKI S.

269.13.004(0837) : 001.4

The terminology proposals concerning the product life and guaranty

The in industrial practice used terminology concerning the product reliability involves the possibilities for mistakes dur- ing interpreting by the producer and exploitator the prod- uct life and guaranty definitions. This paper presents the effort of introducing the more precise definitions and gives especially the proposals of replacing the strange expressions with the polish ones.

Uwaga Prenumeratorzy czasopism WCT NOT

Wydawnictwa Czasopism Technicznych NOT w trosce o usprawnienie pracy oraz zabezpieczenie terminowej dostawy czasopism technicznych wprowadziły w br. warunki prenumeraty obowiązujące już od 2 lat w kolportażu „Ruchu”, a mianowicie:

wszystkie zakłady pracy, instytucje, organizacje społeczno-polityczne, biblioteki itp. abonujące czasopisma WCT NOT dokonują wpłat za prenumeratę na rok 1970 do dnia 25 listopada br.

na konto bankowe Zakładu Kolportażu Wydawnictw Czasopism Technicznych NOT, Warszawa, ul. Mazowiecka 12, w PKO nr 1-9-121 697.

Prenumerata przyjmowana jest wyłącznie na okres całego roku.

Natomiast

zamówienia indywidualne przyjmowane są do dnia 10 każdego miesiąca, poprzedzającego okres prenumeraty (kwartalny, półroczny lub roczny).



WYDAWNICTWA
CZASOPISM
TECHNICZNYCH NOT
Warszawa
Czackiego 35

Redaktor naczelny:
mgr inż. Stefan Sulikowski

Sekretarz redakcji:
M. Klara Szurmak

Redaktorzy działowi:
dr B. Dostatni, mgr inż. A. Gołdziński, inż. A. Hadrawa, mgr inż. W. Kordziński, mgr inż. S. Lassota, inż. K. Szumielewicz, mgr inż. W. Zaręba

Rada Programowa:

Prof. mgr inż. L. Dułęba, mgr inż. J. Grzegorzewski, mgr inż. H. Krajewski, mgr inż. A. Lewkowiec, inż. R. Machnowski, mgr inż. W. Pietrzak, mgr inż. B. Trala, mgr inż. J. Wojciechowski

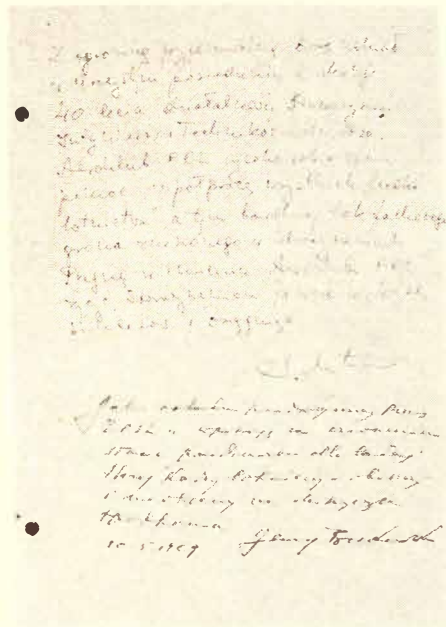
Zakład Kolportażu WCT NOT Warszawa, ul. Mazowiecka 12,
tel. 26-80-16.

Wrocławska Drukarnia Dziełowa. Zam. 3026/C - J-2
Nakład 1500 egz. Papier druk. sat. kl. IV, 70 g, 60 X 86.

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

40-LECIE STOWARZYSZEŃ INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW LOTNICTWA

2. Wartościową pamiątkę po jubileuszowym spotkaniu w 40-lecie działalności stowarzyszeń inżynierów i techników lotnictwa stanowi księga z podpisami obecnych. Na kartach tej księgi Goście nasi



(—) S. Antosiewicz (prezes Aeroklubu PRL)
(—) J. Bukowski (profesor Politechniki Warszawskiej)

„Ożywiają wspomnienia sprzed trzydziestu paru lat, gdy bratem udział w pierwszych pracach Sekcji Lotniczej Kola Mechaników Studentów Politechniki Warszawskiej, gdy powstawały konstrukcje RWD. Niewiele już nas z tej grupy pozostało; oby wkład tych co odeszli nie poszedł na marne”.

(—) Leszek Dulęba (profesor Politechniki Warszawskiej)

„Jako przedstawiciel młodszej generacji inżynierów lotniczych czuję się zaszczycony możliwością uczestniczenia w obchodach, wśród tak dostojnego grona żywej historii lotnictwa. Życzę Sekcji Lotniczej SIMP długich lat owocnej działalności dla dobra rozwoju techniki lotniczej”.

(—) Marian Wiśniewski (członek SITK)

wpisali swoje refleksje i uwagi. Poniżej przytaczamy kilka miłych dla nas — a czasem wzruszających — wypowiedzi. Niestety, szczupłe ramy TLiA nie pozwalają zamieścić wszystkich. ...

„Obecny stan lotnictwa polskiego i komunikacji lotniczej nisko notowany w statystykach międzynarodowych dobitnie świadczy o konieczności konsolidacji wysiłków wszystkich inżynierów i techników polskich dla podniesienia roli i znaczenia lotnictwa polskiego. Dzisiejsze spotkanie, a jeszcze bardziej codzienna wytrwała praca specjalistów lotnictwa powinna przyczynić się do rozwoju lotnictwa polskiego. W imieniu Zarządu Głównego SITK życzymy wszystkim członkom Sekcji Lotniczej SIMP i Sekcji Głównej Komunikacji SITK owocnych wyników w pracy stowarzyszeniowej”.

(—) Z. Hyla (członek ZG SITK)
(—) St. Poniatowski (sekretarz gen. SITK)

„Szczególnie wzruszony wyrazami pamięci i uznania z tytułu mojej działalności na terenie ZPIL do 1939 r. pragnę choć w ten sposób utrwalić osobistą wdzięczność wobec kolegów, bez których nie byłoby mowy o przedwojennych osiągnięciach „Techniki Lotniczej”. Mam tu na myśli wiceprezesa ZPIL, któremu opiekowali się TL: kol. Aleksandra Seńkowskiego i szczególnie zasłużonego kol. Leopolda Kwaśniaka, jak również moich współpracowników, redaktora Eryka Koski i Stanisława Piątkowskiego. Żaden z nich nie żyje z wyjątkiem inż. Kostii, który przeżywa na stałe w Kanadzie”.

(—) Jan Tuszyński (były redaktor czasopisma ZPIL)

„Dzień 10 maja 1969 r. pozostanie mi długo w pamięci, jako dzień, w którym obchodziliśmy 40-lecie działalności stowarzyszeń inżynierów i techników lotnictwa. Z okazji tej w imieniu Kierownictwa Polskich Linii Lotniczych LOT życzę dalszych osiągnięć i sukcesów”.

(—) W. Wilanowski (dyrektor PLL LOT)

„Volare necesse est, vivere non — Lotnictwo musi żyć, a ofiary będą potrzebne”.

(—) Wiktor Leja (naczelnik w Centralnym Zarządzie Lotnictwa Cywilnego)

„Przyszłość naszego polskiego lotnictwa będzie niewątpliwie taka, jaką będzie nasza działalność. Oby ta działalność była godna tradycji 40-lecia pracy Stowarzyszeń Inżynierów i Techników Lotnictwa”.

(pułkownik, działacz SIMP w DWL)
(—) A. Misiorek

WSK MIELEC OTRZYMAŁA SZTANDAR PRZECHODNI

W międzyzakładowym współzawodniczeniu pracy przemysłu maszynowego pierwsze miejsce zajęła Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego w Mielcu. Na uroczystość wręczenia sztandaru przechodniego w dniu 17 maja br. przybyli do zakładów: prezes Rady Ministrów Józef Cyrankiewicz, członek Biura Politycznego KC i sekretarz KW PZPR w Rzeszowie W. Kruczek, minister Przemysłu Maszynowego, J. Hryniewicz, przewodniczący WRN w Rzeszowie, F. Dąbal, sekretarz CRZZ, W. Obolewicz i przewodniczący ZG Zw. Zaw. Metalowców, H. Całek.

Goście zwiedzili zakłady, które w ub. roku obchodzili 30-lecie swego istnienia, a obecnie wyróżniają się w produkcji wyrobów, mających poważne znaczenie

dla gospodarki naszego kraju, jak: samoloty gospodarcze i szkolno-treningowe, silniki wysokoprężne, aparatura paliwowa. Po zapoznaniu się z aktualną produkcją zakładów i ich rozbudową na lotnisku fabrycznym odbyły się loty produkowanych w Mielcu samolotów.

Wzbudziły one duże zainteresowanie z uwagi na efektowny pokaz własności lotnych oraz najwyższej klasy pilotaż, który demonstrował pilot doświadczalny inż. Stanisław Wasil. Premier Cyrankiewicz bardzo żywo interesował się oglądanym sprzętem, wypytwał o szczegóły konstrukcyjne i własności pilotażowe, a także o trudności produkcyjne, które załoga przedsiębiorstwa pokonuje dzięki dobrze zorganizowanemu wysiłkowi służb technicznych i zaopatrzenia.

Niezwykły jubileusz

Specjalnie doniosła rolę w kształceniu kadry inżynierskiej zakładów lotniczych Zjednoczenia Przemysłu Lotniczego odegrał Wydział Mechaniczny Politechniki Krakowskiej i jego profesorowie z profesorem Chrzanowskim na czele.

W serdecznych przemówieniach podkreślili to przedstawiciel WSK Świdnik i kierownik kursu magisterskiego z okazji Zjazdu Jednoimiennych Katedr Techniki Ciepłej wyższych uczelni oraz instytutów z całego kraju. Otwarcia zjazdu dokonał dziekan Wydziału Mechanicznego, prof. J. Walczak.

Specjalnie uroczysty charakter naukowo-gozebrań katedry miał swe uzasadnienie w potrójnym jubileuszu obchodzonym z okazji: 15-lecia działalności Katedry Techniki Ciepłej Politechniki Krakowskiej, 45-lecia pracy naukowej i technicznej prof. S. Chrzanowskiego, 70 rocznicy urodzin prof. S. Chrzanowskiego.

W inauguracyjnym przemówieniu J. M. Rektor Politechniki dał wyraz uznania i wysokiego szacunku dla działalności i cech charakteru Jubilata, organizatora studiów magisterskich grupy WSK. W sposób serdeczny nawiązywali do działalności i osiągnięć profesora jego towarzysze pracy — profesorowie, kierownicy katedr z politechnik w Warszawie, Wrocławiu, w Gliwicach, Gdańsku, Szczecinie, Łodzi i Częstochowie.

Odczytany telegram gratulacyjny dyrektora naczelnego WSK Rzeszów mgr inż. Janika wyrażał gorące słowa podziękowania, szacunku i uznania dla profesora za kierowanie procesem podnoszenia kwalifikacji kadry inżynierskiej zakładów lotniczych.

W pierwszym dniu zjazdu następujące referaty wygłosili: „Nauka dla techniki” — prof. mgr inż. T. Wróblewski z Politechniki Wrocławskiej,

„Zadania dydaktyczno-wychowawcze w zakresie techniki ciepłej” dr inż. S. Steindel z Politechniki Krakowskiej „O pewnej formie współpracy z przemysłem” prof. dr inż. W. R. Grundlach i dr inż. R. Przybylski z Politechniki Łódzkiej.

Wasz korespondent
A. Hadrawa

W godzinach popołudniowych po zwiedzeniu Domu Kultury ZZ Metalowców, premier Cyrankiewicz wraz z towarzyszącymi mu osobami udał się do obiektów sportowych FKS „Stal” Mielec, gdzie w wielkiej hali sportowej odbyła się uroczystość wręczenia załozde WSK Mielec sztandaru przechodniego Prezesa Rady Ministrów i CRZZ. W wygłoszonym przemówieniu premier przypomniał trudne lata powstawania Centralnego Okręgu Przemysłowego, którego częścią składową były Państwowe Zakłady Lotnicze, dzisiejsza Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego w Mielcu. Dzisiaj po rozbudowie odgrywa ona ogromną rolę w gospodarce krajowej i eksporcie. Obecnie zgodnie z uchwałami V Zjazdu i II Plenum PZPR przystępujemy do głębokich zmian jakościowych w naszej gospodarce, o których decydują uzyskane efekty ekonomiczne. Omawiając sytuację międzynarodową premier poruszył problem umocnienia bezpieczeństwa europejskiego i inicjatyw rozbrojeniowych, zgłaszanych przez kraje socjalistyczne. Na zakończenie przemówienia premier Cyrankiewicz przekazał załozde WSK Mielec pozdrowienia od kierownictwa partii i rządu. Po wręczeniu sztandaru przez premiera przedstawicielom załogi przedsiębiorstwa odbyła się dekoracja 60 pracowników zakładów wysokimi odznaczeniami państwowymi. Na zakończenie uroczystości wystąpił reprezentacyjny Zespół Pieśni i Tańca ZZ Metalowców „Rzeszowiaczy” z Mielca.

W godzinach wieczornych odbyło się spotkanie premiera Cyrankiewicza i sekretarza KW PZPR w Rzeszowie W. Kruczka z aktywnym polityczno-społecznym województwa rzeszowskiego i z oznaczonymi pracownikami WSK Mielec, które upłynęło w szeregach i serdecznej atmosferze.

Wasz korespondent
Stanisław Orykowski

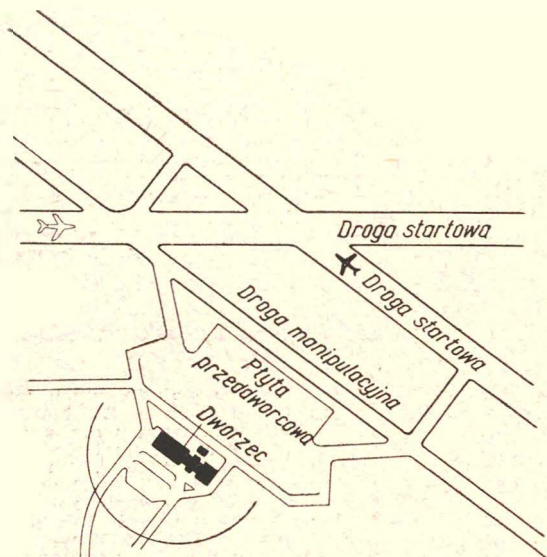
lotnicze porty świata

WARSZAWA OKĘCIE

Nie jesteśmy w czołówce światowej w zakresie przewozów lotniczych, ani też szybko w niej się nie znajdziemy. Dysponujemy jednak portem lotniczym na miarę naszych potrzeb, a że potrzeby te ulegać będą stałemu zwiększaniu, należy oczekiwać, że w niedalekiej przyszłości stolica nasza doczeka się nowego lotniska.

Lotnisko Okęcie datuje swój początek w 1933 r., kiedy to budowa miasta zmusiła do likwidacji starego lotniska na Polu Mokotowskim. Wojna nie oszczędziła jednak już rozbudowanego lotniska i było ono przedmiotem szczególnego ataku wroga.

Potrzeby okresu powojennego od dawna dyktowały konieczność budowy nowego portu lotniczego oraz rozbudowy samego lotniska. W pierwszej kolejności rozbudowano pole wzlotów z główną drogą startową o dłu-

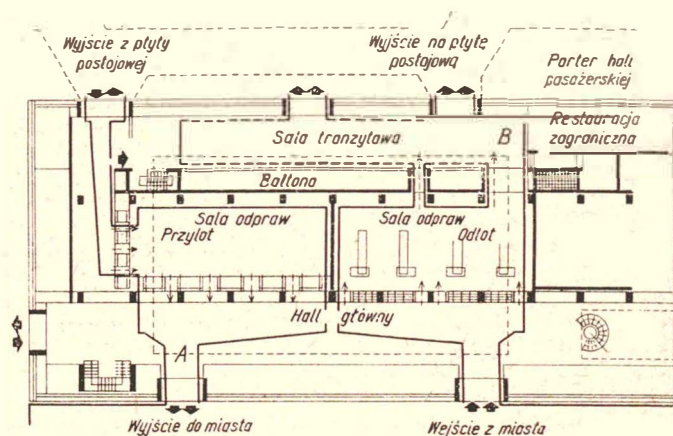


gości 3000 m, i szerokości 60 m. Droga pomocnicza ma długość 2400 m. Lotnisko wyposażone jest w urządzenia radarowe i radiowe, a na głównym kierunku startu i lądowania znajduje się urządzenie precyzyjnego lądowania (ILS).

Wszelkie potrzeby w zakresie obsługi ruchu pasażerskiego i towarowego spełnia oddany do eksploatacji Międzynarodowy Dworzec Lotniczy. Dworzec ten obliczony jest na obsługę docelową miliona pasażerów rocznie. Należy się spodziewać, że przy istniejącym tempie wzrostu przewozów lotniczych wartość taką osiągnie się w relacji międzynarodowej dopiero w latach 1979—1980.

Funkcjonowanie Międzynarodowego Dworca Lotniczego

Międzynarodowy Dworzec Lotniczy ma bardzo wygodne połączenie z miastem. Dwupasmowa trasa prowadzi od ulicy Wawelskiej przed sam dworzec. Warunkuje to dojazd na lotnisko z centrum miasta w ciągu 10—12 minut.



Dworzec składa się z trzech elementów powiązanych w jedną architektoniczną całość. Są to:

- hala pasażerska,
- budynek techniczno-administracyjny,
- budynek pocztowo-towarowy.

W hali głównej wydzielono strefę krajową od zagranicznej, a także pasażerską od towarowej. Bagaż podróżnych przenoszony jest taśmociągami do strefy podziemnej, gdzie następuje ich sortowanie i odpowiednie ukierunkowanie do dalszej drogi.

W celu usprawnienia ruchu wewnętrznego oddzielony został ruch przylotowy od odlotowego, tak że pasażerowie poruszają się w wydzielonych nurtach. Specjalny kształt wnętrza oraz kilka warstw akustycznych powoduje całkowite wyciszenie hałasów napływających z zewnątrz. Wszystkie te rozwiązania stanowią, że Okęcie stało się prawdziwym oknem na świat na miarę naszych aktualnych potrzeb.

Przyszłość niewątpliwie zmusi nas jednak do poszukiwań bardziej ambitnych i zakrojonych na szeroką skalę.

Tablica. Ruch przewozowy na Okęciu w latach 1965—1968

Dane przewozowe	Lata			
	1965	1966	1967	1968
Liczba wykonanych lądowań w tym zagranicznych	16 774	19 776	22 864	25 505
Liczba pasażerów ogółem	434 732	562 428	727 725	781 918
Pasażerowie w lotach zagranicznych	241 692	305 173	349 613	348 903
Pasażerowie w lotach krajowych	193 040	257 255	378 112	439 015
Pasażerowie w transzycie	20 129	28 518	31 500	30 000
Przewóz przesyłek w tonach	7 672	9 256	10 908	11 911
w tym „Lot“	3 241	6 127	6 869	7 073