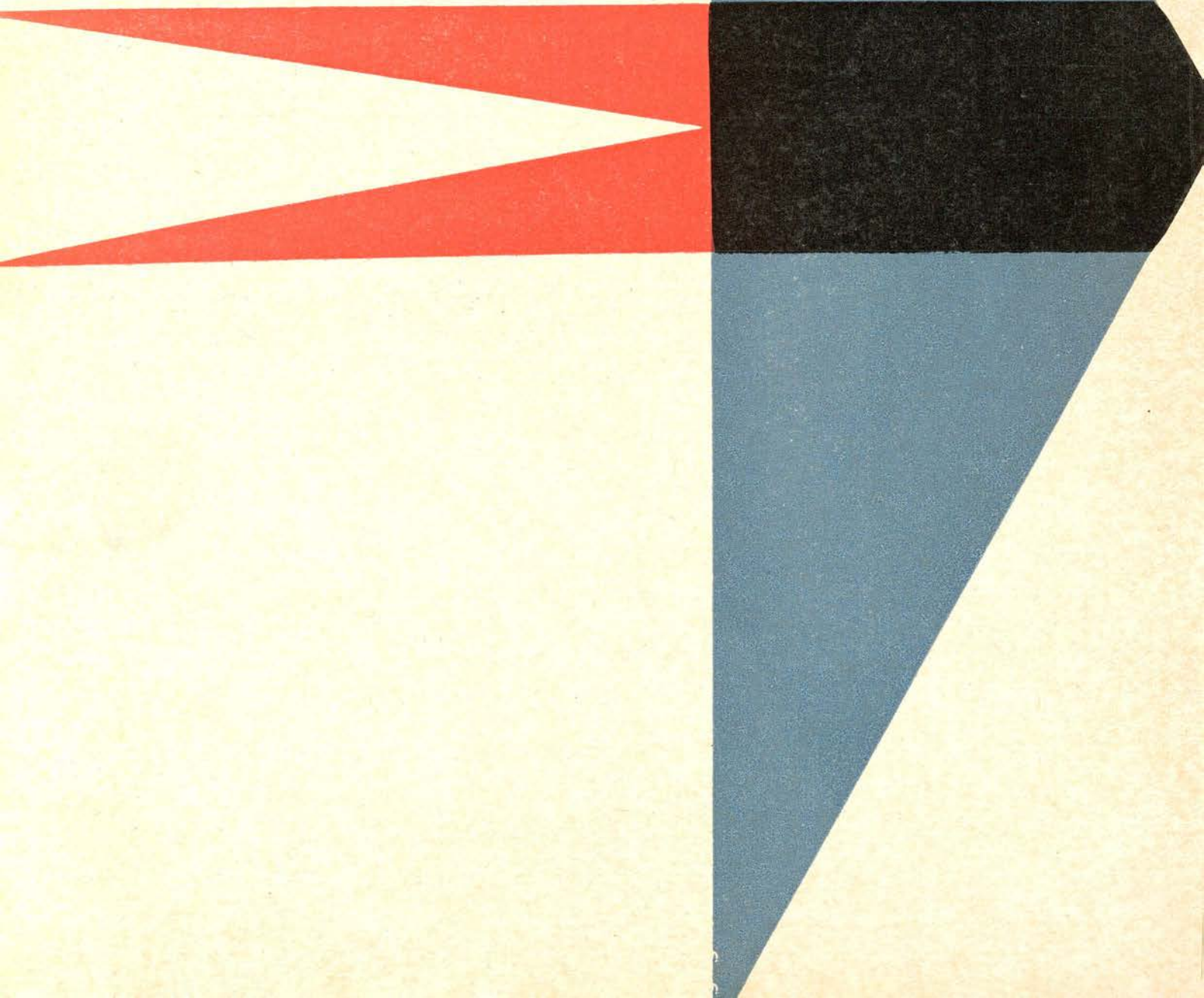


1967

11

technika
lotnicza
i astronautyczna



POMOCE KONSTRUKTORSKIE „TECHNIKI LOTNICZEJ I ASTRONAUTYCZNEJ”

Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych

Część IX

Miedź i stopy miedzi

oprac. A. Ciszewski i T. Radomski

T a b l i c a 24. Polskie brązy do przeróbki plastycznej wg norm resortowych i zakładowych

Lp.	Cecha brązu	Nr normy	Skład chemiczny w %					Suma zanieczyszczeń maks.	Postać	Zastosowanie
			Ni	Be	inne	Cu				
1	BN61	ZN-60 MPC-MN-0203	5,5-6,5	—	1,2-1,8 Al	reszta	—	blachy	w przemyśle maszynowym i elektrotechnicznym	
2	B444	ZN-61 MPC-MN-0207	do 1,5	—	3,0-5,0 Sn 3,0-5,0 Zn 3,5-4,5 Pb	reszta	0,2	blachy i pasy	w przemyśle motoryzacyjnym	
3	BB	RN-60 MPC-MN-4002	—	2,0-2,3	—	reszta	1,2	pręty i druty	sprężyny specjalne i części maszyn w przemyśle elektrotechnicznym i precyzyjnym	
4	BMN	RN-60 MPC-MN-4007	19,0-21,0	—	19,0-21,0 Mn	60±1,5	0,8	pręty kute	narzędzia nieiskrzące w przemyśle węglowym, naftowym i gazowniczym	
5	BX2	RN-61 MPC-MN-4023	—	0,35-0,5	1,1-2,7 Co	reszta	0,7	pręty kute	elektrody do zgrzewania	

TREŚĆ ZESZYTU

A. Marks: Perspektywy bezzałogowych lotów na Marsa i Wenus .	Str. 1
W. Kordziński: Wpływ liczby Reynoldsa na parametry turbinowego silnika odrzutowego .	3
A. Jensen, W. Lehman: Zagadnienie startu szybowca za wyciągar-ką (dokończenie).	8
K. Zuchowicz: Układ zapłonowy stosowany w lotniczych silnikach turbinowych	13
M. Zawadzka: Badania jakości powłok tlenkowych na aluminium i stopach aluminium (cz. II)	18
B. Gruchelski: Zagadnienie rytmiczności obsługi technicznej samolotów	21
NOWOŚCI TECHNICZNE	23
KRONIKA	28
NOTATKI ZE ŚWIATA	28
POMOCE KONSTRUKTORSKIE	
TECHNIKI LOTNICZEJ I ASTRONAUTYCZNEJ: Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych, część IX, Miedź i stopy miedzi (ciąg dalszy) — oprac. A. Ciszewski i T. Radomski	okł.

CONTENTS

A. Marks: Prospects of unmanned flights to Mars and Venus .	Page 1
W. Kordziński: Influence of the Reynolds Number on gasdynamic parameteres of turbojet engine .	3
A. Jensen W. Lehman: The problem of glider take-off by use of tow winch	8
K. Zuchowicz: Ignition system for aircraft turbine engines	13
M. Zawadzka: Testing of oxide coats on aluminium and aluminium alloys	18
B. Gruchelski: Some problems of aircraft maintenance	21
TECHNICAL NEWS	23
CHRONICLE	28
INFORMATIONS FROM THE DESIGNER'S DATA SHEETS: Materials used in aviation structures, part IX, Copper and copper alloys — elab. by A. Ciszewski and T. Radomski .	28
	on cover

СОДЕРЖАНИЕ

A. Marks: Перспективы беспилотных полетов на Марса и Венеру	Стр. 1
W. Kordziński: Влияние числа Reynoldsa на параметры турбинного реактивного двигателя	3
A. Jensen, W. Lehman: Проблема взлета планера за вытяжной машиной (окончание)	8
K. Zuchowicz: Зажигательная система применяемая в авиационных турбинных двигателях	13
M. Zawadzka: Исследования качества окисной пленки на алюминий и алюминиевых сплавах, часть II	18
B. Gruchelski: Проблема ритмичности технического обслуживания самолетов	21
Технические новости	23
Хроника	28
Записки из света	28
Конструкторские пособия Авиационной и Астронавтической Техники: Материалы применяемые в авиационных конструкциях, часть IX. Медь и сплавы меди, продолжение, — обр. A. Ciszewski i T. Radomski,	



WYDAWNICTWA
CZASOPISM
TECHNICZNYCH NOT
Warszawa,
Czackiego 3/5

KOLEGIUM REDAKCYJNE

Redaktor naczelny: mgr inż. S. SULIKOWSKI Sekretarz redakcji: M. K. SZURMAK
Redaktorzy działowi: mgr inż. A. GOŁĘDZINOWSKI, mgr inż. S. KOCHAŃSKI, mgr inż. W. KORDZIŃSKI, mgr inż. S. LASSOTA, mgr inż. W. ZAREMBA

RADA PROGRAMOWA

Prof. mgr inż. L. DULĘBA, mgr inż. J. GRZEGORZEWSKI, mgr inż. H. KRAJEWSKI, mgr inż. A. LEWKOWICZ, inż. R. MACHNOWSKI, mgr inż. W. PIETRZAK, mgr inż. B. TRALA, inż. J. WOJCIECHOWSKI

REDAKCJA: Warszawa. Czackiego 3/5, tel. 27-25-53

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

Wrocławska Drukarnia Dzielowa. Zam. 793/C — D-3. Nakład 1000 egz. Papier druk. sat. kl. IV, 70 g, 61×86.

Cena pojedynczego egz. zł 12.—

Prenumerata roczna zł 144.—



technika lotnicza i astronautyczna

MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH

Mgr inż. ANDRZEJ MARKS

523.4:629.19

Perspektywy bezzałogowych lotów na Marsa i Wenus

W porównaniu z badaniami Księżyca za pomocą pojazdów kosmicznych wysiłki w badaniu w ten sam sposób innych ciał niebieskich w naszym układzie planetarnym są znacznie skromniejsze. Zarówno uczeni radzieccy, jak i amerykańscy wysłali bowiem dotychczas tylko kilka pojazdów międzyplanetarnych, a tylko dwa z nich („Mariner” 2 wysłany w kierunku planety Wenus i „Mariner” 4 wysłany w kierunku planety Mars) spełniły swoje zadanie dostarczając zresztą rewelacyjnych danych naukowych. Co więcej, dotychczas nie ma wyraźnie sprecyzowanych planów dalszych badań w tej dziedzinie.

Wynika to przede wszystkim z faktu, że loty ku planetom są znacznie trudniejsze do zrealizowania, a więc i bardziej kosztowne. Tym samym w obliczu niezwykle intensywnie realizowanych zadań kosmicznych w sąsiedztwie Ziemi i badań Księżyca nie wystarcza już potencjału finansowego i materialnego na realizację zakrojonych na szerszą skalę przedsięwzięć głębiej sięgających w przestrzeń, a poprzestaje się na nielicznych eksperymentach, w gruncie rzeczy dość skromnych i ograniczonych.

Nie oznacza to jednak oczywiście, że w ogóle nie przygotowuje się lotów międzyplanetarnych. Wręcz przeciwnie, opracowywane są dość liczne projekty w tej dziedzinie. Jest jednak rzeczą znamienną, że realne możliwości niejako automatycznie przekreśliły te pomysły. Większość bowiem projektów sprzed kilku lat zakładała zbyt krótki okres czasu na ich realizację (wyobrażano sobie na przykład, że już w 1965 r. będzie można umieścić nie uszkodzony pojazd kosmiczny na powierzchni Marsa); jednocześnie przeceniono możliwości zwiększenia udźwigu rakiet nośnych (zakładano szybsze wejście do eksploatacji rakiety „Atlas-Centaur”, niż to nastąpiło w rzeczywistości), w wyniku czego trzeba było zmniejszyć masę pojazdów „Mariner” w stosunku do pierwotnych zamierzeń. Później popełniono odwrotny błąd opracowując projekty zakładające wykorzystanie rakiet „Atlas-Centaur”, podczas gdy obecnie w grę wchodzi możliwość użycia większych rakiet: „Uprated Saturn” 1 (dawniej nazywanej „Saturn” 1B), „Titan” 3C, a nawet „Saturn” 5. Co prawda konstruktorzy nie są zgodni co do tego, czy lepiej wysłać nieliczne duże pojazdy, czy też raczej większą ilość mniejszych. W każdym razie obecnie wytworzyła się dość nienormalna sytuacja charakteryzująca się tym, że nie ma jakiegoś wyraźnie sprecyzowanego długofalowego planu poznawania planet.

Dodać jeszcze należy, że w przypadku planet nie jest możliwe wysyłanie pojazdów kosmicznych w dowolnej chwili, lecz tylko w ściśle określonych, niezbyt długich okresach czasu, które są znacznie od siebie oddalone — w przypadku Wenus o 584 dni, w przypadku Marsa o 780 dni — tym bardziej więc konieczne jest jakieś racjonalne długofalowe planowanie.

Oczywiście większe zainteresowanie wzbudza planeta Mars, gdyż ciągle przypuszcza się, że mogą na niej istnieć jakieś formy życia, chociaż „Mariner” 4 nie tylko tych przypuszczeń nie potwierdził, lecz nawet dostarczył antyargumentów, przede wszystkim poprzez wykrycie, że gęstość atmosfery Marsa jest przynajmniej 2 razy mniejsza niż dotychczas mniemano (wg badań „Marinera” 4 ciśnienie przy powierzchni planety jest około 25 razy mniejsze niż przy powierzchni Ziemi). W zasadzie można obecnie mówić tylko o dwóch projektach, a mianowicie dalszym rozwijaniu i ulepszeniu konstrukcji pojazdów typu „Mariner” — przy czym istnieje kilka wersji projektu — i o dawno już wysuniętym, ale ciągle zmienianym projekcie pojazdu kosmicznego „Voyager”, który również istnieje w kilku wersjach.

Najbliższy dogodny okres do wysłania pojazdu kosmicznego w kierunku Wenus i Marsa przypada właśnie w bieżącym roku. Obecnie wiadomo, że w tym okresie czasu wysłany zostanie prawdopodobnie „Mariner” o ulepszonej konstrukcji w kierunku Wenus, a dopiero w następnym dogodnym okresie, tj. w 1969 r. wysłana zostanie inna wersja „Marinera” w kierunku Marsa.

Ulepszenia pojazdów „Mariner” iść będą przede wszystkim w kierunku zainstalowania większej ilości przyrządów naukowych niż dotychczas, a także poprzez zastosowanie czulszych i bardziej dokładnych niż dotychczas urządzeń.

Planowane na 1967 r. badania planety Wenus mają przede wszystkim obejmować:

1) pomiary temperatury w górnych obszarach atmosfery za pomocą dwóch fotometrów odbierających promieniowanie ultrafioletowe i wyznaczających gęstość i rozmieszczenie atomów wodoru i tlenu,

2) ewentualne wykrycie wokół planety obszarów promieniowania za pomocą czujnika promieniowania jonizującego,

3) badanie „wiatru słonecznego” za pomocą pułapki cząsteczek plazmy,

4) badanie pola magnetycznego Wenus za pomocą magnetometru helowego,

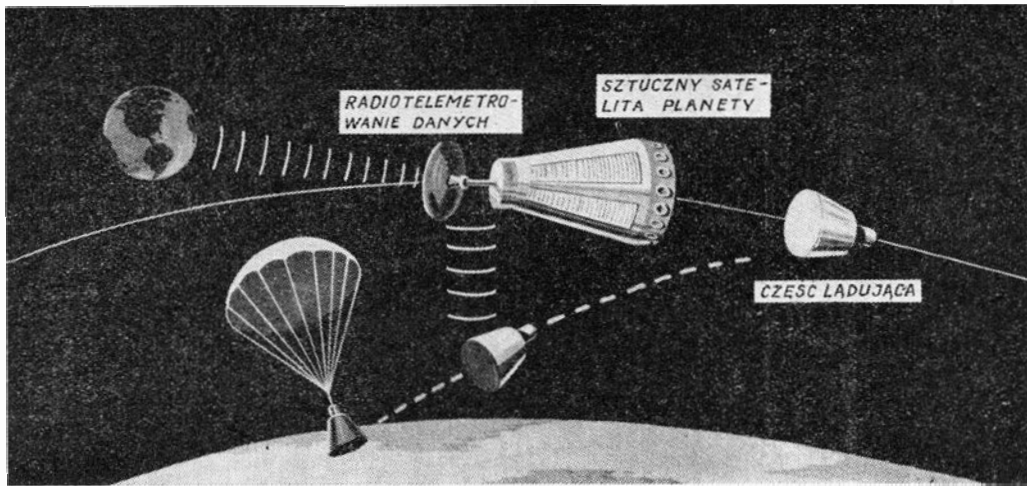
5) wyznaczenie nowej odległości Wenus od Słońca za pomocą odpowiednich urządzeń radiowych.

W przypadku lotów ku Marsowi zastosowany także będzie czujnik promieniowania podczerwonego, który zmierzy rozkład temperatury na powierzchni planety.

Takie rozszerzenie programu badawczego spowoduje prawie trzykrotne zwiększenie masy pojazdów „Mariner” (do około 680 kg), toteż do ich wysyłania stosowana będzie rakiet „Atlas-Centaur”.

Obecnie więcej zwolenników ma raczej pierwszy projekt, przy czym jako rakiety nośnej zamierza się użyć rakiety „Uprated Saturn” 1, która umożliwił będzie wysyłanie ku Marsowi pojazdów kosmicznych o masie 2300—4100 kg.

Początkowo wydawało się, że dla wyhamowania prędkości lądującego na Marsie pojazdu kosmicznego wystarczające będzie wykorzystanie oporu jego atmosfery. Stwierdzenie jednak, że jest ona rzadsza niż do-

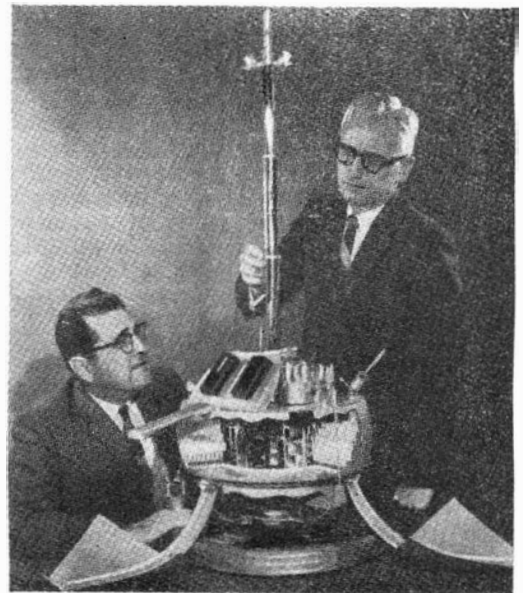


Rys. 1. Schemat lądowania pojazdu „Voyager” na planecie

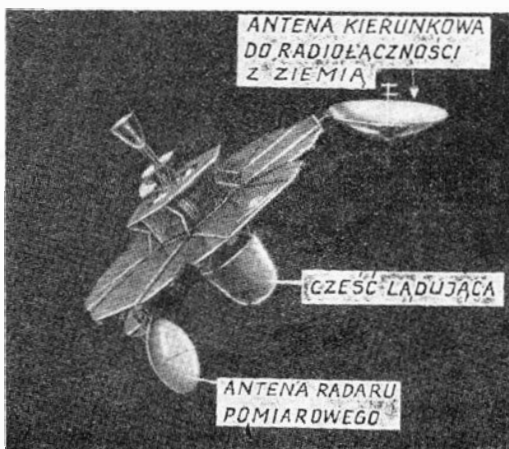
Oprócz wyposażenia w nowe oprzyrządowanie badawcze dokonane także zostaną liczne inne zmiany, polegające na zastosowaniu lepszej izolacji termicznej, zrezygnowaniu z małych „żagielków” słonecznych z równoczesnym zwiększeniem ilości czynnika odrzutowego, zastosowaniu ulepszonych czujników promieniowania gwiazdy Canopus, nie mylących jej z innymi gwiazdami, i zastosowaniu urządzenia rejestrującego o 2—4 razy większej pojemności.

Prawdopodobne jest, że nowe pojazdy „Mariner” poruszać się będą z większą prędkością, co skróci czas lotu, zmniejszy odległość pojazdu od Ziemi w chwili osiągnięcia celu, wydłuży dogodny do startu okres czasu i ułatwi celowanie. Związane to jednak będzie ze zmniejszeniem masy pojazdu i zwiększeniem prędkości lotu w sąsiedztwie celu, toteż przeprowadzenie badań celu będzie utrudnione.

Dopiero w latach 1971—72 ma się zacząć wysyłanie w kierunku Marsa, a także i na Wenus, statków typu „Voyager”, przy czym ciągle są podzielone zdania, czy racjonalniejsze jest wysyłanie najpierw mniejszych próbnych statków, a następnie zwiększanie ich rozmiarów, czy też od razu wysyłanie wielkich pojazdów.



Rys. 3. Model części lądującej pojazdu „Voyager” (czterokrotnie zmniejszony). Część ta ma mieć masę 450 kg. Rozsuwany teleskopowo maszt będzie wysokości 5 m i mieścić na końcu wiatromierz



Rys. 2. Schemat konstrukcji pojazdu „Voyager” o masie 2—4 tony

Nie zdecydowano także jeszcze, czy część pojazdu lądować będzie na planecie, a część krążyć wokół niej wykonując niezależne badania i służąc jednocześnie jako radiostacja retransmisyjna (rys. 1), czy też cały pojazd lądować będzie na planecie.

tychczas sądzono, zmusiło do modyfikacji tego poglądu. Obecnie przypuszcza się, że opór marsjańskiej atmosfery będzie co prawda dostateczny do wytracenia prędkości kosmicznej pojazdu, ale nawet w przypadku wykorzystania kolejno otwierających się coraz większych spadochronów będzie on zbyt mały dla zapewnienia miękkiego lądowania, wobec czego w ostatniej fazie opadania potrzebne będą rakiety hamujące, oczywiście niewielkich rozmiarów. Mimo to lądowanie na Marsie będzie łatwiejsze niż na Księżycu. Należy jeszcze dodać, że dla umożliwienia bezpiecznego lądowania konieczne będzie wejście statku w atmosferę planety równoległe do jej powierzchni i na odpowiedniej wysokości.

W przypadku, gdy do wysyłania pojazdów kosmicznych typu „Voyager” stosować się będzie rakiety nośne „Saturn” 5, można będzie zwiększyć ich masę do około 35 000 kg. Na razie jednak nie planuje się wysyłania aż tak dużych pojazdów, zamierza się natomiast wystrzeliwać za pomocą jednej rakiety dwa mniejsze

statki lecące następnie oddzielnie i oddzielnie lądujące w pewnym odstępie czasu i w różnych miejscach.

Głównymi zadaniami lądujących na planecie pojazdów kosmicznych będzie zbadanie istniejących tam warunków fizycznych, składu chemicznego i stanu fizycznego atmosfery, składu chemicznego i struktury gruntu, a także przekazanie na Ziemię obrazów powierzchni planety. W przypadku Marsa najciekawszą jednak dziedziną badań będą niewątpliwie próby wykrycia ewentualnych form życia. Już obecnie opracowano w tym celu kilka pomysłowych przyrządów („Guliver”, „Wolf Trap”, „Diogenes”, „Multivator”) mających ujawnić ewentualne istnienie na powierzchni Marsa mikroorganizmów. W urządzeniu o nazwie „Guliver” wykorzystano się w tym celu pożywkę, w której zawarty będzie radioaktywny węgiel. Do pożywki tej wprowadzone zostaną próbki gruntu planety. Przypuszcza się, że jeżeli znajdować się w nich będą organizmy żywe, to rozwijając się w pożywkę uwalniać one będą z niej dwutlenek węgla. W innych przyrządach zamierza się wykorzystać zmiany barwy pożywki pod wpływem vegetacji żywych organizmów, zmiany jej przezroczystości lub jeszcze inne zjawiska.

Aby wykonać badania biologiczne, wystarczy kilkutygodniowy okres działania urządzeń pomiarowych. Natomiast dla badań meteorologiczno-klimatycznych potrzebne będzie znacznie dłuższe, bo kilkumiesięczne działanie odpowiednich przyrządów pomiarowych. Z tego powodu poważną trudność nastroić będzie zaopatrywanie urządzeń pojazdu w energię elektryczną. Uważa się, że jedyne zadowalające rozwiązanie stanowić będzie zastosowanie ogniw jądrowych, szczególnie ogniw z plutonem 238. Wówczas jednak konieczne będzie staranne ekranowanie ogniw, aby ich promie-

niowanie nie zakłócało pomiarów i nie niszczyło ewentualnych marsjańskich mikroorganizmów.

Wiele uwagi poświęca się także sprawie sterylizacji pojazdów kosmicznych, które będą wysyłane na inną planetę, mającej zabezpieczyć przed przeniesieniem tam ziemskich mikroorganizmów. Niestety, problem ten nie jest dotychczas rozwiązany, ponieważ stosowanie sterylizacji termicznej uszkadza urządzenia, a inne metody sterylizacji nie są w pełni zadowalające.

Aczkolwiek przewiduje się, że pierwszy pojazd kosmiczny typu „Voyager” będzie wysłany na Marsa w 1971 r., a na Wenus w 1972 r., to jednak właściwy rozwój tych eksperymentów ma nastąpić dopiero w roku 1973, albo jeszcze później. Niestety, poczynając od roku 1971 do roku 1978 warunki do wysyłania statków kosmicznych w kierunku Marsa będą się pogarszać, a tak dobre jak w 1971 r. nastąpią dopiero w 1986 r. Można jednak przypuszczać, że technika astronautyczna poczyni do tego czasu tak wielkie postępy, że te niedogodności mieć już będą mniejsze znaczenie.

Na razie nie ma jeszcze skonkretyzowanych dalszych statków kosmicznych do badania Wenus i Marsa, a tylko ogólnie wspomina się o projektach urządzeń jeżdżących po wylądowaniu. Wspomina się także o projektach względnie małych, prostych i lekkich pojazdów typu „Pionier”, które mają być wysyłane w przestrzeń międzyplanetarną przy użyciu stosunkowo niewielkich rakiet nośnych i przeprowadzać między innymi także badania planet. Nie ma także skonkretyzowanych projektów statków kosmicznych przeznaczonych do badania dalszych planet.

Oczywiście zaczęto już także rozważać pierwsze koncepcje załogowych statków międzyplanetarnych.

Mgr inż. WALERIAN KORDZIŃSKI

533.6.011.12:621-454

Wpływ liczby Reynoldsa na parametry turbinowego silnika odrzutowego

Niniejszy artykuł stanowi w pewnym stopniu uzupełnienie artykułu pt. „Przebieg zmian parametrów turbinowego silnika odrzutowego w zależności od sprowadzonej prędkości obrotowej” (TLiA zesz. 9/67). Podano w nim współczynniki wyrażające wpływ spadku liczby Reynoldsa na dużych wysokościach lotu na temperaturę za turbiną, wydatek powietrza, izentropową i rzeczywistą pracę sprężania, spręż, sprawność sprężarki, sprawność turbiny oraz współczynnik nadmiaru powietrza turbinowego silnika odrzutowego. Współczynniki te umożliwiają zwiększenie dokładności obliczeń parametrów i osiągnięć turbinowych silników odrzutowych — a także silników śmigłowych z oddzielną turbiną napędową — w warunkach lotu na dużych wysokościach.

W artykule „Przebieg zmian parametrów turbinowego silnika odrzutowego w zależności od sprowadzonej prędkości obrotowej” [1] przedstawiono zależności między podstawowymi parametrami jednowałowego turbinowego silnika odrzutowego (ważne również dla turbinowego silnika śmigłowego z oddzielną turbiną napędową) a sprowadzoną prędkością obrotową. Przy wyznaczaniu tych zależności nie uwzględniono wpływu spadku liczby Reynoldsa na większych wysokościach lotu, wskutek czego obliczone w oparciu o nie parametry i osiągi silnika mogą na większych wysokościach lotu znacznie odbiegać od parametrów i osiągnięć rzeczywistych. W związku z tym konieczne było opracowanie współczynników poprawkowych uwzględniających dodatkowe zmiany podstawowych parametrów obiegu cieplnego spowodowane spadkiem liczby Reynoldsa. Zmiany te są niezależne od przebiegu linii współpracy sprężarki z turbiną i z tego powodu wygodnie jest ujmować je w formie współczynników

wyrażających rzeczywiste wartości danego parametru w stosunku do wartości, jaką miałyby ten parametr w tych samych warunkach bez istnienia wpływu liczby Reynoldsa. Określenie wartości tych współczynników jest możliwe jedynie na drodze doświadczalnej. Opracowując w Instytucie Lotnictwa to zagadnienie autor oparł się przede wszystkim na wynikach badań przytoczonych w [2] w postaci współczynników wpływu liczby Reynoldsa na temperaturę za turbiną, wydatek powietrza i osiągi silnika. Wykorzystując wartości współczynników wpływu liczby Reynoldsa na temperaturę za turbiną i wydatek powietrza autor wyznaczył analogiczne współczynniki dotyczące izentropowej i rzeczywistej pracy sprężania, sprężu, sprawności sprężarki i sprawności turbiny oraz współczynnika nadmiaru powietrza.

Opracowanie powyższego zagadnienia było podyktowane w pierwszej kolejności koniecznością dostarcze-

nia danych potrzebnych przy dopracowywaniu układu zasilania rozwijanego w Instytucie Lotnictwa turbino-
wego silnika odrzutowego oraz koniecznością zapew-
nienia bezpiecznej pracy tego silnika w warunkach
lotu na większych wysokościach.

Oznaczenia

C_p [kcal/kG °C]	— rzeczywiste ciepło właściwe przy stałym ciśnieniu
D [cm]	— średnica
G [kG/sek]	— wydatek powietrza
h [kcal/kG]	— izentropowy spadek entalpii
l [kG/kG]	— ilość powietrza potrzebna do stechiometrycznego spalania 1 kG paliwa
n [1/min]	— prędkość obrotowa
p [kG/cm ²]	— ciśnienie
α	— współczynnik nadmiaru powietrza
η	— sprawność izentropowa
μ [kG sek/m ²]	— lepkość dynamiczna
ρ [kG sek ² /m ³]	— gęstość
π	— stosunek ciśnień

Indeksy

c	— parametry całkowite
n	— parametry sprowadzone do warunków normalnych
o	— warunki obliczeniowe (maksymalne)
S	— sprężarka
T	— turbina
	— przemiana izentropowa
—	— wartości względne (odniesione do warunków obliczeniowych)
1, 3, 4	— odpowiednio przekroje przed sprężarką oraz przed i za turbiną

Wiadomości podstawowe

Na większych wysokościach lotu następuje w poszczególnych przekrojach silnika spadek liczby Reynoldsa. W przypadku gdy liczba Reynoldsa spadnie poniżej pewnej wartości krytycznej, zwiększają się straty w zespołach silnika, głównie w sprężarce i turbinie. Jak wiadomo, istota strat związanych ze spadkiem liczby Reynoldsa w sprężarce i turbinie polega na odrywaniu się laminarnej warstwy przyściennej od powierzchni łopatek, co powoduje spadek sprawności sprężarki i turbiny oraz spadek wydatku powietrza przez silnik. W warunkach stoiskowych sprężarki i turbiny silników lotniczych pracują w zakresie samodelowym względem liczby Reynoldsa, a właściwie w zakresie, w którym liczba Reynoldsa ma niewielki wpływ na sprawność, jednak w warunkach wysokościowych z reguły następuje spadek liczby Reynoldsa poniżej jej wartości krytycznej.

Porównanie przebiegów zmian liczby Reynoldsa w zależności od wysokości lotu dla sprężarki i turbiny wykazuje, że przebiegi te są do siebie bardzo zbliżone. Z orientacyjnych obliczeń wynika, że również bezwzględne wartości liczby Reynoldsa dla sprężarki i turbiny, odniesione do cięciwy łopatek, różnią się między sobą niewiele. Ze względu na konfuzorowy charakter przepływu w turbinie istnieje mniejsza skłonność do odrywania się strumienia niż w sprężarce, z drugiej jednak strony większe wygięcie łopatek turbinowych sprzyja oderwaniu laminarnej warstwy

przyściennej. Powyższe stwierdzenia będą mieć pewne znaczenie przy wyznaczaniu spadku sprawności sprężarki i turbiny wskutek spadku liczby Reynoldsa.

W rozważaniach nad wpływem liczby Reynoldsa na osiągi silnika największej uwagi poświęcono sprężarce. Badania szeregu sprężarek wykazały, że wpływ ten zależy głównie od rozkładu obciążeń na poszczególne stopnie, od profilu łopatek, od sposobu zaprojektowania pierwszego stopnia i od poziomu turbulencji w sprężarce.

Zmiana parametrów i osiągow silnika wskutek spadku liczby Reynoldsa zależy od rodzaju regulacji silnika. Pod tym względem można rozróżnić trzy przypadki:

Przypadek I — silnik z dyszą wylotową o stałym przekroju i z regulacją przy stałej rzeczywistej prędkości obrotowej. Spadek sprawności sprężarki i turbiny na większych wysokościach lotu powoduje w tym przypadku wzrost temperatury przed (za) turbiną i stosunkowo nieznaczny spadek wydatku powietrza (na charakterystyce sprężarki ujawnia się to przesunięciem w górę linii współpracy sprężarki z turbiną). W wyniku następuje na ogół wzrost ciągu silnika wskutek wzrostu temperatury przed turbiną oraz wzrost jednostkowego zużycia paliwa;

Przypadek II — silnik z dyszą o stałym przekroju i z ograniczeniem temperatury przed (za) turbiną. Przypadek ten różni się od przypadku I tym, że silnik jest zabezpieczony przed przekroczeniem maksymalnej temperatury dla danego ustawienia przepustnicy; realizuje się to przez odpowiednie zmniejszanie prędkości obrotowej w miarę wzrostu wysokości lotu. Wynika stąd spadek wydatku powietrza i sprężu, co pociąga za sobą spadek ciągu i wzrost jednostkowego zużycia paliwa;

Przypadek III — silnik z dyszą o zmiennym przekroju i układem regulacji utrzymującym niezależnie od warunków lotu i występujących strat stałą prędkość obrotową i stałą temperaturę za turbiną. Spadek liczby Reynoldsa powoduje w tym przypadku spadek ciągu silnika i wzrost jednostkowego zużycia paliwa, przy czym zmiany ciągu i jednostkowego zużycia paliwa są co do bezwzględnej wartości jednakowe. Wydatek powietrza praktycznie nie ulega zmianie, ponieważ wpływ liczby Reynoldsa jest kompensowany zwiększaniem przekroju dyszy wylotowej, następuje natomiast spadek sprężu.

Przypadki I i II odpowiadają również turbinowemu silnikowi śmigłowemu z oddzielną turbiną napędową, natomiast przypadek III — turbinowemu silnikowi śmigłowemu bez oddzielnej turbiny napędowej, w którym przez zmianę skoku śmigła można zmieniać położenie punktu pracy wzdłuż linii stałej prędkości obrotowej.

Na zakończenie ogólnego omawiania wpływu spadku liczby Reynoldsa na parametry i osiągi turbinowego silnika odrzutowego należy jeszcze wspomnieć o tym, że spadek ten odbija się niekorzystnie na przebiegu granicy statecznej pracy sprężarki zmniejszając zapas statecznej pracy silnika, w szczególności w przypadku I. Poza tym przy małych liczbach Reynoldsa zwiększa się wpływ zaburzeń w przekroju wlotowym sprężarki na przebieg granicy statecznej pracy.

Pojęcie skutecznej średnicy silnika

W przypadku cylindrycznego przewodu występująca w wyrażeniu na liczbę Reynoldsa wielkość D jest średnicą przewodu, V — średnią prędkością w przekroju,

ρ — gęstością i μ — lepkością dynamiczną czynnika. Gdy się rozważa pojęcie liczby Reynoldsa w odniesieniu do silnika turbinowego, zagadnienie staje się znacznie bardziej skomplikowane. Wszystkie wpływające na nią czynniki zmieniają się wzdłuż silnika, w związku z czym wartości liczby Reynoldsa dla poszczególnych przekrojów silnika są w stosunku do całego silnika jedynie przybliżeniem. W badaniach wpływu wysokości lotu na pracę silnika konieczne jest wprowadzenie funkcji, którą można by stosować do silników o dowolnych wielkościach. W pracy [2] posłużono się do tego celu pojęciem skutecznej średnicy silnika. Wyrażenie na skuteczną średnicę silnika wprowadza się przyjmując następujące zastępcze wielkości dla zmiennych występujących we wzorze na liczbę Reynoldsa:

1) jako wymiar charakterystyczny D przyjmuje się zewnętrzną średnicę kanału w przekroju wlotowym sprężarki; należy jednak zwrócić uwagę, że średnica ta (D_s) nie zawsze jest reprezentatywnym wymiarem silnika, np. dwa silniki o tych samych średnicach D_s mogą mieć różne cięciwy łopatek, różne stosunki średnicy zewnętrznej do wewnętrznej w przekroju wlotowym i różne kształty kanału sprężarki;

2) zamiast prędkości charakterystycznej V przyjmuje się stosunek rzeczywistej prędkości obrotowej w rozpatrywanych warunkach lotu do maksymalnej prędkości obrotowej. Stosunek ten odpowiada prędkości charakterystycznej V tylko przy założeniu, że przy maksymalnej prędkości obrotowej wszystkie silniki mają te same prędkości obwodowe i te same prędkości osiowe strumienia oraz że trójkąty prędkości są stałe dla wszystkich warunków pracy silnika;

3) gęstość i lepkość odnosi się do parametrów całkowitych w przekroju wlotowym sprężarki; tak przyjęte gęstości i lepkości również nie są w pełni porównywalne dla różnych silników, ponieważ dla różnych wartości sprężu i temperatury przed turbiną przebiegi zmian tych wielkości wzdłuż silników są różne.

Podstawiając do wyrażenia na liczbę Reynoldsa powyższe wielkości, zastępując gęstość i lepkość stosunkami ich wartości w danych warunkach lotu do wartości w warunkach normalnych, wprowadzając poza tym stosowany często tzw. wskaźnik liczby Reynoldsa.

$$Re I = \frac{\delta}{\varphi \sqrt{\Theta}}$$

gdzie

$$\delta = \frac{p_{c1}}{1,033}$$

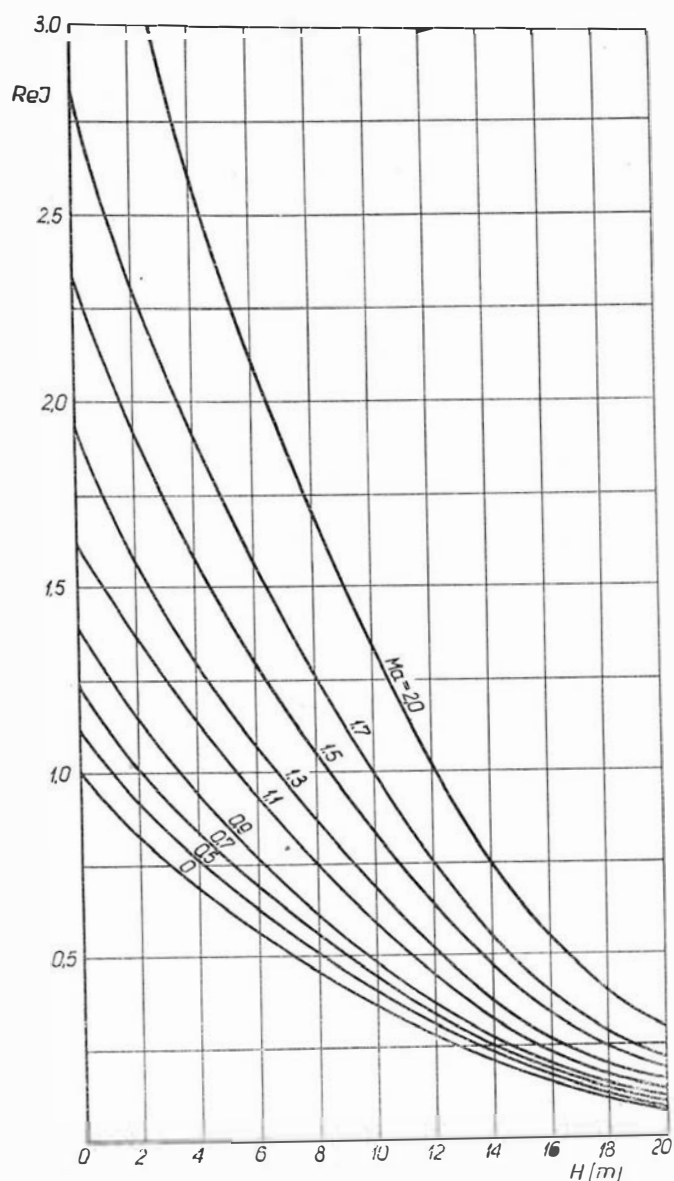
$$\Theta = \frac{T_{c1}}{288}$$

$$\varphi = \frac{\mu}{1,83} \cdot 10^6$$

oraz wyrażenie na sprowadzoną względną prędkość obrotową otrzymuje się wyrażenie na skuteczną średnicę silnika:

$$D_{sk} = D_s \bar{n}_n Re I$$

Posługując się pojęciem skutecznej średnicy silnika można porównywać ze sobą, pod względem strat powodowanych przez spadek liczby Reynoldsa, silniki o różnych wielkościach i pracujące w różnych warunkach, gdyż skuteczną średnicę silnika jest miarą wielkości silnika i warunków, w jakich on pracuje. Silnik o pewnej średnicy pracujący na stoisku w normalnych warunkach otoczenia wykazuje taki sam wpływ liczby



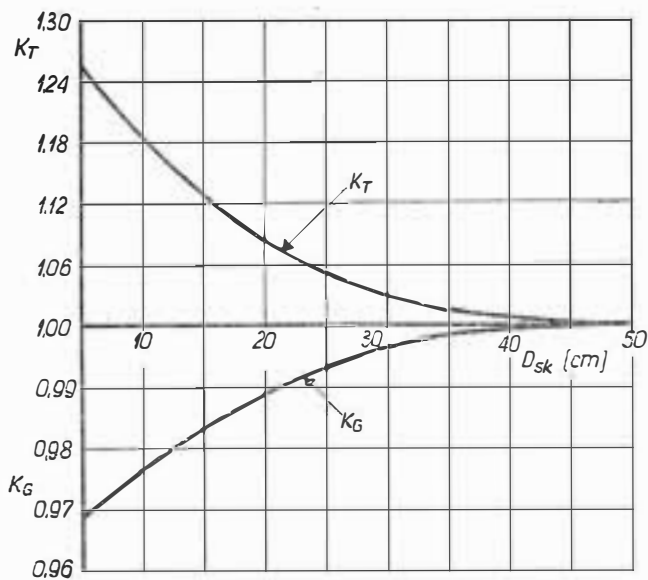
Rys. 1

Reynoldsa, co większy silnik pracujący na takiej wysokości, że jego skuteczna średnica jest równa skutecznej średnicy silnika mniejszego. Skuteczną średnicę silnika można zwiększyć przez zwiększenie geometrycznych wymiarów silnika lub przez zmianę jego warunków pracy.

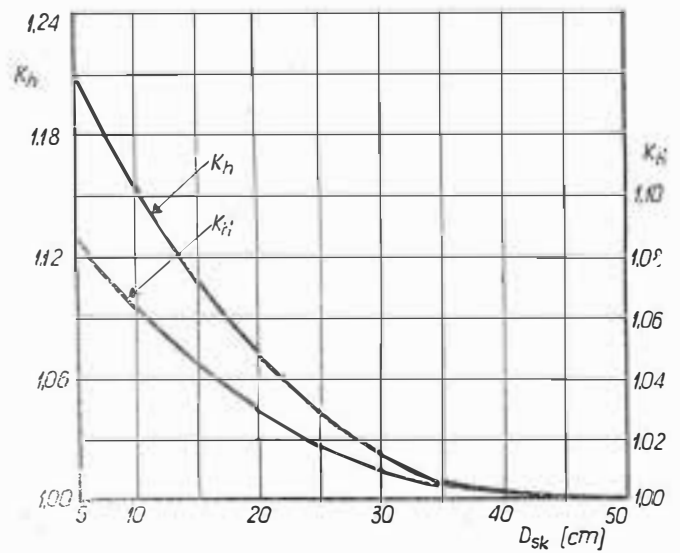
W celu ułatwienia określania skutecznej średnicy silnika dla dowolnych warunków lotu załączono wykres (rys. 1) przedstawiający wskaźnik liczby Reynoldsa w zależności od wysokości lotu dla różnych liczb Macha. Przy opracowywaniu tego wykresu posłużono się wartościami lepkości dynamicznej zaczerpniętymi z zagranicznych norm na atmosferę wzorcową, gdyż wartości podane w polskiej normie znacznie różnią się od wartości spotykanych w literaturze światowej.

Współczynniki wpływu liczby Reynoldsa

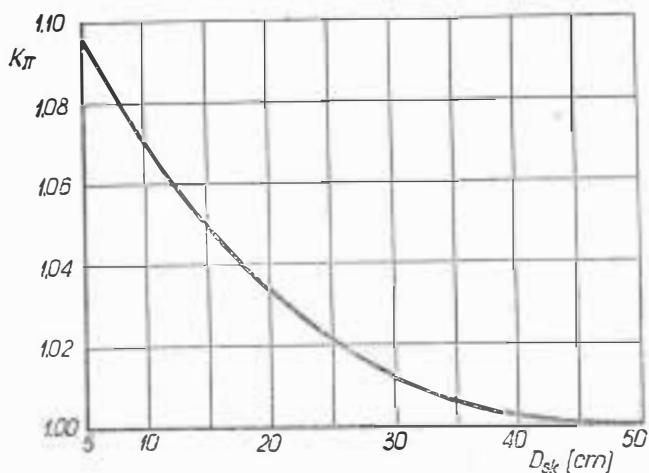
Z wymienionych trzech przypadków regulacji turbinowego silnika odrzutowego i wynikających stąd sposobów reagowania silnika na spadek liczby Reynoldsa największe znaczenie dla potrzeb praktycznych ma przypadek I, tym bardziej, że wyznaczone dla tego przypadku współczynniki wpływu liczby Reynoldsa mogą być również wykorzystane dla przypadku II oraz w obliczeniach turbinowego silnika śmigłowego



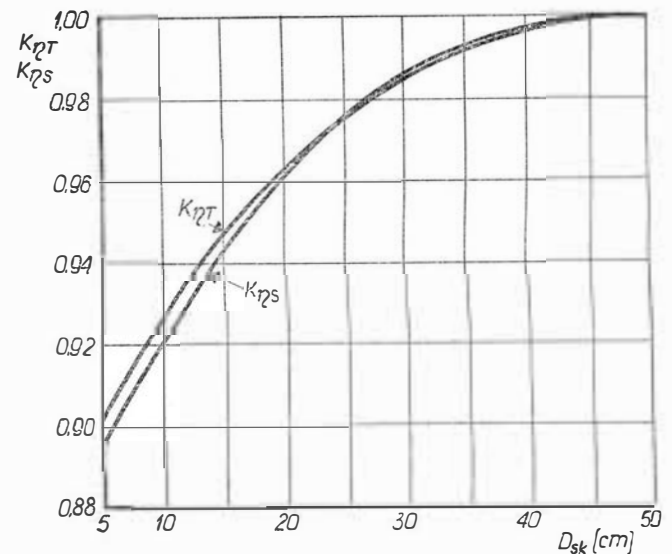
Rys. 2



Rys. 4



Rys. 3



Rys. 5

z oddzielną turbiną napędową. Z tego powodu w niniejszych rozważaniach autor zajął się wyłącznie przypadkiem regulacji silnika przy stałej prędkości obrotowej i stałym przekroju dyszy wylotowej.

W oparciu o podane w [2] wartości współczynników wpływu liczby Reynoldsa na temperaturę za (przed) turbiną

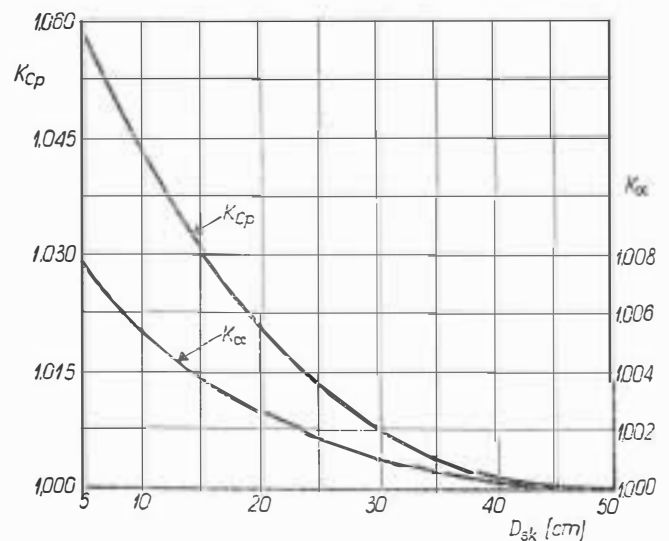
$$K_T = \frac{(T_{c4})_{Re}}{T_{c4}}$$

i wydatek powietrza

$$K_G = \frac{(G)_{Re}}{G}$$

(gdzie indeks Re oznacza wartości parametru z uwzględnieniem wpływu liczby Reynoldsa) — odnoszące się do przypadku I regulacji silnika — w zależności od skutecznej średnicy silnika D_{sk} (rys. 2) autor wyznaczył podobne zależności dla współczynników wpływu liczby Reynoldsa na spręż, izentropową i rzeczywistą pracę sprężania, sprawność sprężarki i sprawność turbiny oraz jako wielkości pomocnicze współczynniki wpływu liczby Reynoldsa na współczynnik nadmiaru powietrza i ciepło właściwe gazów.

Wzory na powyższe współczynniki wyprowadzono wykorzystując niektóre zależności przytoczone w [1] i odnoszące się do krytycznego wypływu z dyszy wylotowej. Ze względu na brak miejsca pominięto w niniej-

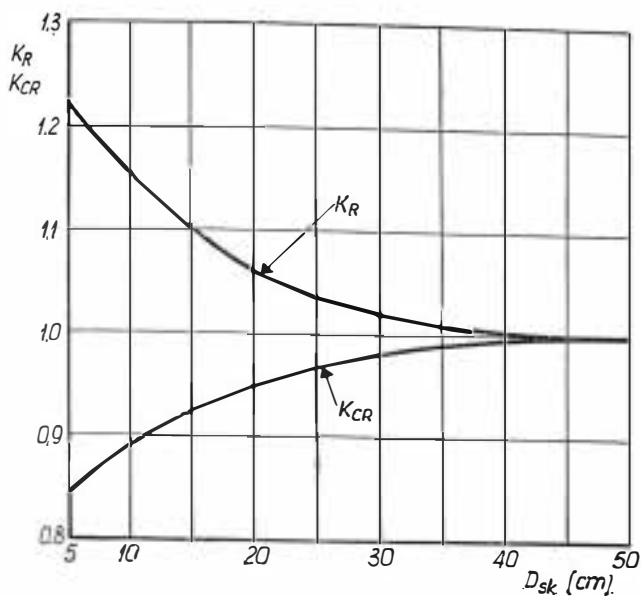


Rys. 6

szym artykule wyprowadzenie tych wzorów podając jedynie poniżej ich ostateczną postać.

Współczynnik wpływu liczby Reynoldsa na spręż (rys. 3)

$$K_\pi = K_\alpha K_G \sqrt{K_T}$$



Rys. 7

gdzie współczynnik K_a uwzględnia zmianę współczynnika nadmiaru powietrza (rys. 6)

$$K_a = \frac{\left(\frac{al + 1}{al}\right)_{Re}}{al + 1}$$

Współczynnik wpływu liczby Reynoldsa na izentropową pracę sprężania (rys. 4)

$$K_{h'} = 1 + \frac{A \pi_{cs} (1 - K_a)}{h'_s}$$

gdzie A jest współczynnikiem o stałej wartości określonym przy założeniu liniowej zależności — wspólnej dla wszystkich wartości sprężu obliczeniowego — między izentropową pracą sprężania a sprężem.

Współczynnik wpływu liczby Reynoldsa na rzeczywistą pracę sprężania (rys. 4)

$$K_h = K_{Cp} K_a K_{\eta T} K_T$$

lub

$$K_h = \frac{K_{h'}}{K_{\eta S}}$$

gdzie K_{Cp} jest współczynnikiem wpływu liczby Reynoldsa na wartość ciepła właściwego C_{p34} (rys. 6)

$$K_{Cp} = \frac{(C_{p34})_{Re}}{C_{p34}}$$

Współczynnik wpływu liczby Reynoldsa na sprawność sprężarki (rys. 5)

$$K_{\eta S} = \frac{K_{h'}}{K_a K_{Cp} K_{\eta T} K_T}$$

Ponieważ do obliczenia współczynników K_h i $K_{\eta S}$ potrzebna jest znajomość współczynnika $K_{\eta T}$, przyjęto w pierwszym przybliżeniu $K_{\eta T} = 1,0$; następnie ponownie obliczono współczynniki K_h i $K_{\eta S}$ podstawiając za $K_{\eta T}$ — w oparciu o założenie, że sprawność turbiny zmienia się wskutek spadku liczby Reynoldsa w podobny sposób jak sprawność sprężarki — poprzednio obliczone wartości $K_{\eta S}$.

Poza podanymi powyżej wykresami współczynników wpływu liczby Reynoldsa na poszczególne parametry silnika przytoczono na rys. 7 zaczerpnięty z [2] wykres przebiegu zmian — dla przypadku I regulacji silnika —

współczynników wpływu liczby Reynoldsa na osiągi silnika, tj. na ciąg (K_R) i jednostkowe zużycie paliwa (K_{CR}).

Wnioski

Jak już wspomniano, współczynniki wpływu liczby Reynoldsa wyrażają wartości danego parametru w stosunku do wartości, jaką miałby ten parametr bez istnienia wpływu liczby Reynoldsa. Proste przemnożenie przez te współczynniki parametrów wyznaczonych zgodnie z [1] daje w wyniku rzeczywiste wartości parametrów silnika na większych wysokościach lotu, tj. z uwzględnieniem wpływu liczby Reynoldsa.

Jakkolwiek podane w niniejszym artykule wykresy współczynników wpływu liczby Reynoldsa zostały opracowane dla przypadku I regulacji, można je jednak stosować również do przypadku II polegającego na ograniczaniu prędkości obrotowej silnika. Zadanie sprowadza się wówczas do wyznaczenia — metodą kolejnych przybliżeń — takiej prędkości obrotowej, przy której temperatura przed (za) turbiną nie przekracza wartości dopuszczalnej, a następnie — określenia dla tej prędkości obrotowej nowych wartości parametrów silnika. Poza tym przytoczone wykresy współczynników są ważne również dla turbinowego silnika śmigłowego z oddzielną turbiną napędową pracującą w warunkach krytycznych. Nie można ich natomiast wykorzystać do obliczeń wpływu liczby Reynoldsa na parametry jednowałowego silnika odrzutowego, w którym utrzymuje się stałą temperaturę przed (za) turbiną za pomocą zmiany przekroju dyszy wylotowej oraz jednowałowego silnika śmigłowego, w którym stałą temperaturę utrzymuje się przez zmianę skoku śmigła. W obu tych przypadkach punkt pracy silnika nie zmienia swego położenia, w związku z czym zmiany parametrów silnika są spowodowane wyłącznie wpływem liczby Reynoldsa.

W związku z różną wrażliwością silników (przy jednakowej średnicy sprężarki) na zmiany liczby Reynoldsa, wynikającą z różnic w ołopatkowaniu sprężarki i turbiny, obliczone na podstawie przytoczonych w niniejszym artykule wykresów parametry silnika w warunkach wysokościowych należy traktować jako orientacyjne. Wskazują na to np. wartości współczynników K_T i K_G określone przez autora — w oparciu o dane katalogowe — dla silników „Viper” i „Avon” i różniące się znacznie od przytoczonych w [2]. Niemniej jednak możliwość określenia nawet tylko w sposób przybliżony zmian jego parametrów wskutek spadku liczby Reynoldsa ma duże znaczenie, w szczególności jeżeli chodzi o zmiany temperatury za turbiną. Z powodu niedokładności pomiarów temperatury za turbiną wyniki badań silnika w locie nie zawsze mogą stanowić podstawę do poprawnego wyregulowania układu zasilania silnika i przyjęcia odpowiednich ograniczeń prędkości obrotowej na większych wysokościach lotu, wobec czego powinny być korygowane wynikami analiz obliczeniowych.

LITERATURA

- [1] Kordziński W.: Przebieg zmian parametrów turbinowego silnika odrzutowego w zależności od sprowadzonej prędkości obrotowej, Technika Lotnicza i Astronautyczna, zesz. 9, 1967.
- [2] Pinnes R. W.: A simple method of estimating the Reynolds Number effects on aircraft gas-turbine engines operating at high altitudes, Transactions of the ASME, vol. 80, No. 6, August 1958.

Zagadnienie startu szybowca za wyciągarką

(dokończenie)

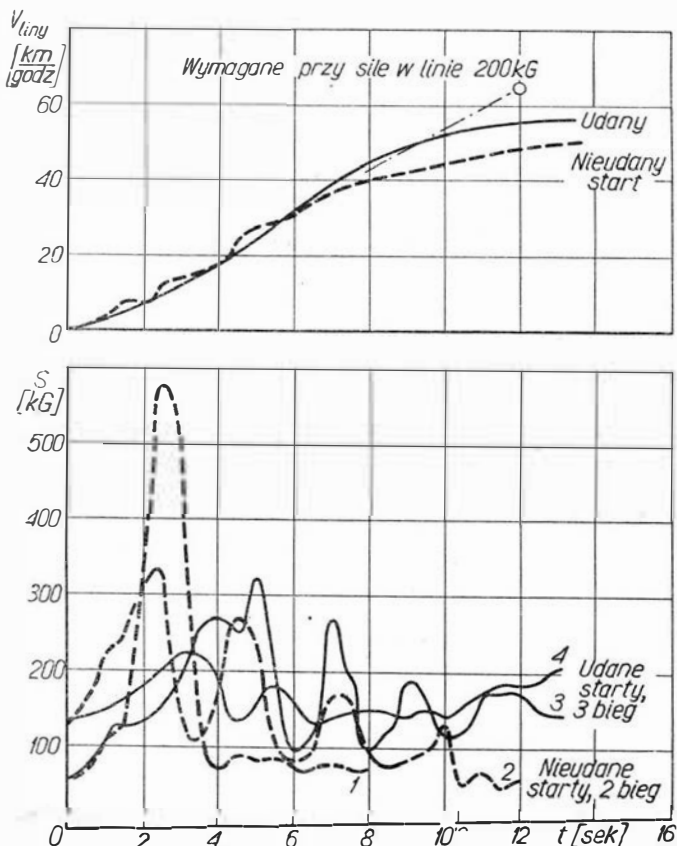
Omówienie wyników pomiarowych

Start szybowców dwuosobowych za pomocą wyciągarki „Maybach” często się nie udawał. Na rys. 13 przedstawiono przebieg siły i prędkości linii dla pierwszych sekund startu w przypadku dwóch udanych i dwóch nieudanych startów. Podczas pierwszej próby startu sprzęgło wyciągarki zostało włączone zbyt szybko. Wystąpił „szczyt” siły 575 kG, co spowodowało przyhamowanie silnika. Przy następnej próbie sprzęgło było włączane nieco ostrożniej. Wystąpiły również szczyty obciążenia w linii, ale już mniejsze, które dość energicznie przyspieszały szybowiec. Ponieważ jednak silnik ma pewną bezwładność, nie osiągnięto wystarczającej prędkości linii i start również się nie udał. Dopiero po przełączeniu silnika na wyższy — trzeci — bieg start szybowca stał się możliwy (start 3 i 4), ponieważ przy tej samej prędkości linii prędkość obrotowa silnika była wówczas mniejsza, co zapewniało większe przyspieszenia. Jednak z powodu mniejszej siły w linii na trzecim biegu (średnio tylko 200 kG) osiągnięto niedostateczną wysokość (na dwumiejscowym szybowcu tylko 130 m). Na drugim biegu przy dostatecznej prędkości linii można osiągnąć wystarczającą wysokość, jednak ze względu na złe wła-

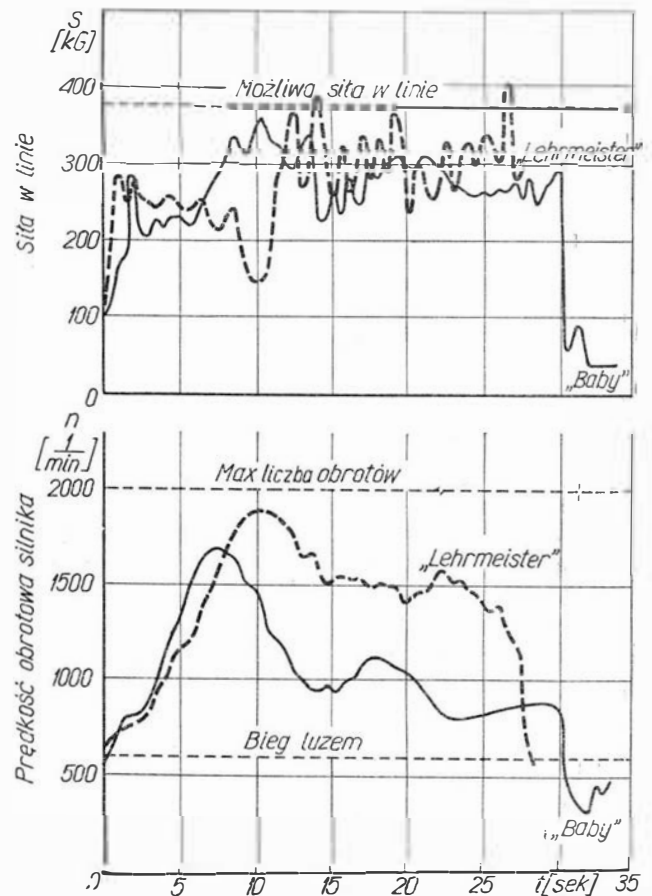
ściwości sprzęgła i silnika na tym biegu start jest bardzo trudny i udaje się rzadko. Należy przy tym jeszcze zaznaczyć, że wyciągarka nie była w dobrym stanie; niekorzystne właściwości wyciągarki z nieelastycznym sprzęgłem i zębatą przekładnią wyraźnie się tu ujawniły. Przebieg siły w linii w pierwszych sekundach startu, w przypadku wyciągarki „Herkules”, wyraźnie wykazuje zalety sprzęgła hydraulicznego w porównaniu ze sztywnym sprzęgłem wyciągarki „Maybach”. W przypadku sprzęgła hydraulicznego silnik może pracować z prędkością obrotową zapewniającą duży moment obrotowy; moment obrotowy może być przekazany za pośrednictwem sprzęgła hydraulicznego na wolno obracający się bęben z nawiniętą liną, nadając linie małą prędkość. Wahania obciążenia dzięki elastyczności sprzęgła są mniejsze, start szybowca przebiega równomiernie i pewnie.

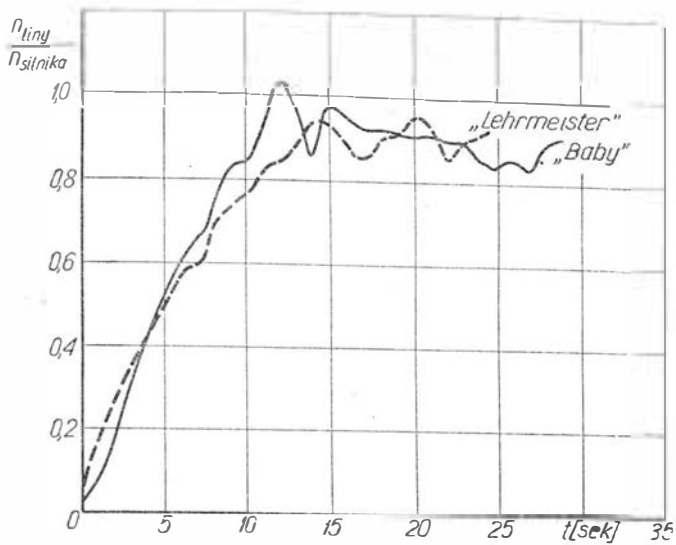
Siła w linii, jaką daje wyciągarka „Herkules”, może być wykorzystana zarówno w przypadku szybowca lekkiego („Baby”), jak i ciężkiego („Lehrmeister”) — rys. 14. Przy tym siła średnia w linii podczas wznoszenia jest o 15 do 20% mniejsza od największej możliwej. Siła w linii podczas startu szybowców jednomiejscowo-

Rys. 13. Prędkości linii i siły w linii w początkowej fazie startu



Rys. 14. Siły w linii i prędkości obrotowe silnika przy startie w przypadku wyciągarki „Herkules”





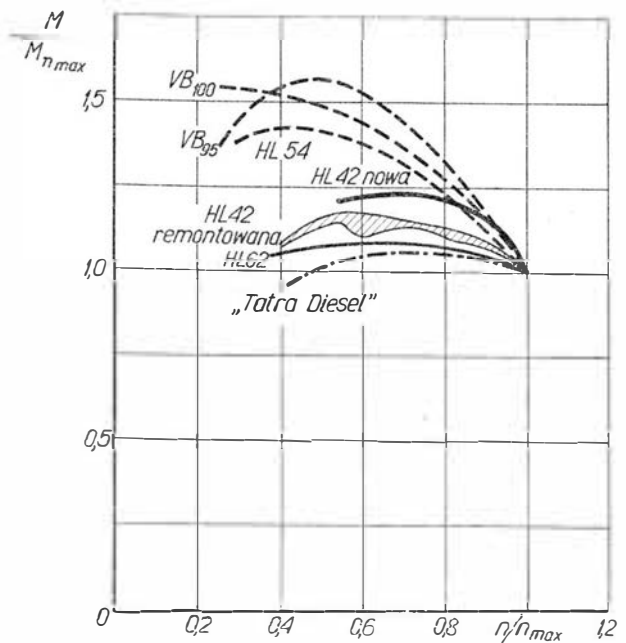
Rys. 15. Poślizg sprzęgła hydraulicznego wyciągarki „Herkules”

wych i dwumiejscowych jest praktycznie biorąc taka sama, różnią się natomiast — i to dosyć znacznie — prędkości obrotowe, a tym samym i prędkości liny. Podczas wznoszenia piloci, manewrując odpowiednio sterem wysokości, wyhamowują silnik wyciągarki do prędkości obrotowej korzystnej ze względu na wymaganą prędkość lotu. W przypadku lekkich szybowców z uwagi na większy możliwy kąt wznoszenia prędkość liny musi być mniejsza, jednak lekki szybowiec dzięki mniejszemu obciążeniu powierzchni nośnej nie wymaga zbyt dużej prędkości lotu. Uzyskiwane wysokości startu przy tej samej sile w linie są naturalnie różne. Z rysunku 15 widać, że podczas pierwszych 10 sekund sprzęgło hydrauliczne pracuje z dużym poślizgiem, tzn. podczas startu i przechodzenia przez łuk przejściowy do lotu wznoszącego sprzęgło umożliwia uzyskanie dużych prędkości obrotowych silnika przy małych prędkościach liny.

Wymagania w stosunku do wyciągarek

W ogólności wymaga się od wyciągarki, żeby mogła wyholować szybowiec w warunkach ciszy, przy użyciu liny o długości 800 m, przynajmniej na wysokość 180 m. W przypadku szybowca dwuosobowego o ciężarze 500 kG potrzebna do tego siła w linie wynosi około 350 kG, a prędkość liny — 50 do 70 km/h. Na podstawie tych danych można łatwo obliczyć wymaganą moc wyciągarki dla tej fazy startu.

Jest rzeczą znaną, że wyciągarki mające dostateczną moc do zapewnienia na odpowiednim biegu dostatecznych wysokości startu często są mało lub zupełnie nieprzydatne w przypadku ciężkich szybowców dwuosobowych, zwłaszcza podczas ciszy. Na podstawie wyników pomiarowych można określić wymagane właściwości wyciągarek dla spełnienia warunków startu szybowców. Przebieg momentu obrotowego dla poszczególnych silników stosowanych do wyciągarek jest bardzo różny (rys. 16). O ile moment obrotowy silnika wysokoprężnego bardzo mało zmienia się z prędkością obrotową, o tyle w przypadku silników benzynowych występuje wyraźna zależność tych dwóch parametrów pracy silnika. Silniki typu HL 42, stosowane w wyciągarkach „Maybach”, mają niekorzystny przebieg momentu obrotowego, a w miarę przepracowanych godzin i zużycia przebieg ten jeszcze się pogarsza.

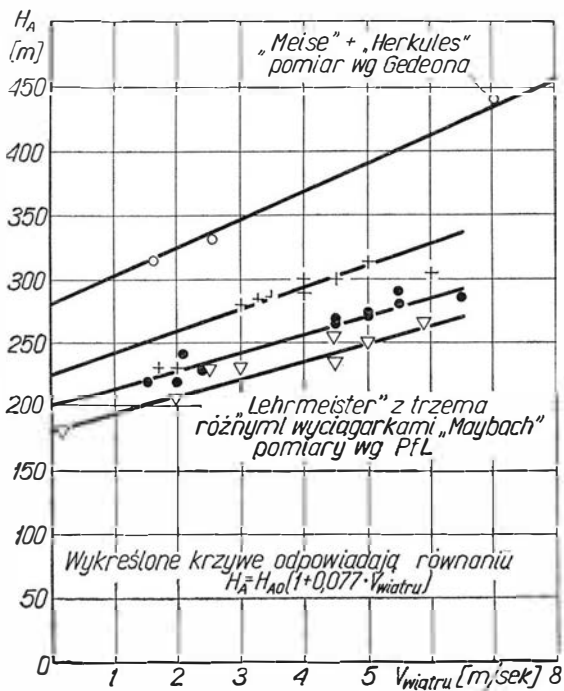


Rys. 16. Porównanie przebiegu momentu obrotowego różnych silników

W czasie startu prędkości obrotowe silnika wyciągarki są bardzo małe i moc silnika nie może być wykorzystana. Wynika to z tego, że — jak już wspomniano przy analizowaniu przebiegu siły w linie przy nieudanym starcie szybowców dwuosobowych — start szybowca na niskim biegu nie jest możliwy (z powodu małych przyspieszeń silnika przy dużych prędkościach obrotowych oraz z powodu właściwości sprzęgła). W miarę wzrostu prędkości obrotowej moment obrotowy silnie spada, silnik pomimo pełnego otwarcia przepustnicy przyspiesza bardzo powoli, szybowiec jest natomiast przyspieszany początkowymi „szczytami” siły w linie (co jest powodowane uderzeniami przy włączaniu sprzęgła), silnik nie nadąza i jego moment obrotowy nie może być wykorzystany. Natomiast podczas startu na drugim biegu lekkiego i wolniejszego szybowca „Baby” następuje silny wzrost momentu obrotowego, gdyż silnik — pracujący przy pełnym otwarciu przepustnicy — w dalszej fazie startu jest hamowany przez pilota za pomocą steru wysokości. Podczas holowania na trzecim biegu prędkość obrotowa silnika zawiera się w granicach od 500 do 1000 obr/min. Silnik przyspiesza bardzo dobrze, start przebiega gładko, ale nie należy zapominać, że z powodu wyższego biegu moment obrotowy na bębnie, a tym samym i siła w linie jest teraz znacznie mniejsza i na tym biegu nie można osiągnąć większych wysokości startu.

Silnik, na którym dokonywano pomiarów, był w stosunkowo złym stanie technicznym. Jest możliwe, że w przypadku sprawniejszego silnika przedstawione wyżej zależności przesuną się ku wyższym prędkościom obrotowym.

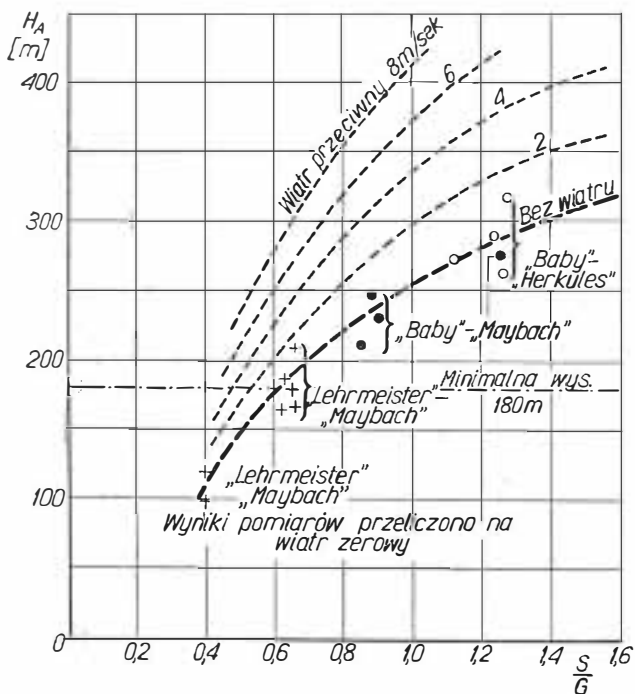
Na podstawie pomierzonych w różnych warunkach sił w linie oraz prędkości liny można zestawić minimalne wymagania odnośnie mocy wyciągarki. Dla przeprowadzenia startu szybowca dwuosobowego o ciężarze 500 kG potrzebna jest w warunkach ciszy siła w linie przynajmniej 200 kG. Przy tym zdolność przyspieszania silnika powinna być taka, żeby najpóźniej po 12 sekundach można było osiągnąć potrzebną do startu prędkość liny 65 km/h.



Rys. 17. Wysokości startu przy różnych prędkościach wiatru czołowego

W celu uzyskania dostatecznej wysokości startu konieczne jest spełnienie jeszcze innego warunku. Przy prędkości liny 60 do 70 km/h wyciągarka musi wytwarzać w linie siłę przynajmniej 350 kG. W przypadku wyciągarek z kilkubiegową przekładnią obydwie warunki muszą być spełnione na tym samym biegu, gdyż podczas startu, biegów nie można przełączać. Sprawdzenie pierwszego warunku jest możliwe tylko na całkowicie zmontowanej wyciągarce, przy czym bardzo istotne jest odpowiednie zgranie dźwigni przepustnicy, pedału sprzęgła oraz charakterystyki silnika.

Stosowane dotychczas pomiary mocy silnika, w czasie których mierzy się moc przy maksymalnej prędkości obrotowej, nie są wystarczające do stwierdzenia, czy dana wyciągarka nadaje się do startu szybowców.



Rys. 18. Osiągnięte wysokości lotu w zależności od stosunku siły w linie do ciężaru szybowca w locie

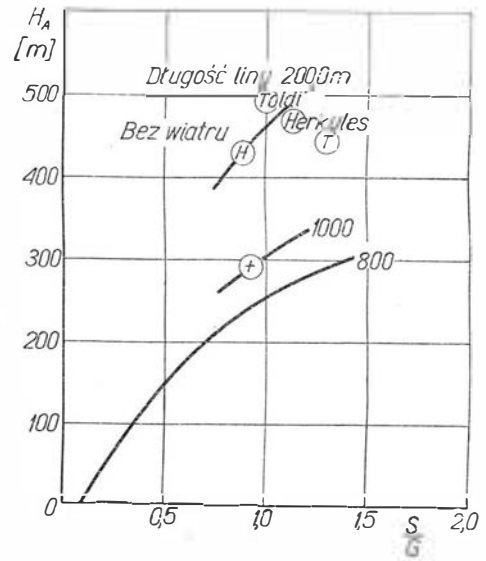
Ważne jest jeszcze wykazanie wystarczającej zdolności przyśpieszania wyciągarki, niezbędnej do przeprowadzenia udanych startów.

Osiągane wysokości startu

Osiągane wysokości startu były już wcześniej wyznaczane w próbach w locie przy stosowaniu różnych wyciągarek, przy różnych wiatrach czołowych. Na rysunku 17 przedstawiono kilka z wielu pomiarów dla wykazania zależności wysokości startu od wiatru czołowego. Wyrysowane proste dość dokładnie łączą punkty pomiarowe; również pomiary Gedeona [2], odnoszące się do szybowca „Meise” przy użyciu wyciągarki „Herkules”, wykazują z nimi dużą zgodność. Proste odpowiadają empirycznie wyznaczonej funkcji w postaci

$$H_A = H_{A_0} (1 + 0,077 V_{\text{wiatru}})$$

Ta funkcja była wykorzystywana do eliminowania wpływu wiatru na wyniki pomiarowe.



Rys. 19. Wpływ długości liny na wysokość startu

Wysokości startu osiągnięte przy użyciu wyciągarek zależą, o ile tylko jest utrzymana optymalna prędkość lotu, od rozporządzalnej siły w linie, ciężaru w locie, wiatru czołowego i zastosowanej długości liny. W ramach programu badawczego nie można było przeprowadzić badania wpływu długości liny; pomiary dotyczyły startów przy użyciu liny o długości 800 m. Jeżeli naniesie się pomierzone wysokości startu, przeliczone według przytoczonego wzoru na warunki ciszy w zależności od średnich sił odniesionych do ciężaru szybowców, to otrzyma się krzywą odpowiadającą wszelkim kombinacjom wyciągarka-szybowiec (grubo wyciągnięta krzywa na rys. 18). Również wysokości w zakresie 100 do 120 m osiągnięte przy użyciu słabych wyciągarek „Maybach” są użyteczne dla wyjaśnienia związku pomiędzy wysokością startu a siłą w linie. Na wykresie naniesiono również krzywe dla różnych prędkości wiatru czołowego, dzięki którym znając siłę w linie można łatwo określić, jaka wysokość może być osiągnięta. Tak samo można przy danym wietrze przeliczyć osiągnięte wysokości na inne ciężary w locie i inne prędkości wiatru czołowego.

W uzupełnieniu pomiarów przeprowadzonych w NRD, na rys. 25 przedstawiono wyniki startów przeprowadzonych na Węgrzech przy użyciu lin holowniczych o długości 1000 m i 2000 m. Pomierzone wysokości zostały przeliczone w omawiany wyżej sposób na warunki ciszy. Jest widoczne, że korzystny wpływ większej długości liny wzrasta z wzrastającą mocą wyciągarki: dłuższa lina może być lepiej wykorzystana w przypadku wyciągarki o większej mocy.

Linki zrywkowe

W celu zapobieżenia możliwym przeciążeniom szybowca podczas startu za wyciągarką, liny holownicze są zaopatrywane w linki zrywkowe umieszczane blisko zakończenia tej liny od strony szybowca. Siła niszcząca linkę zrywkową powinna być obliczona w zależności od wytrzymałości poszczególnych typów szybowców. Dla szybowca „Baby” wynosi ona np. 480 kG, dla „Meise” 550 kG i dla „Lehrmeister” 970 kG. Dla zgodnie z nowoczesnymi przepisami zbudowanych jednoosobowych szybowców, jak np. „Libelle”, „Foka” i „Favorit”, największa siła w linie wynosi około 900 kG.

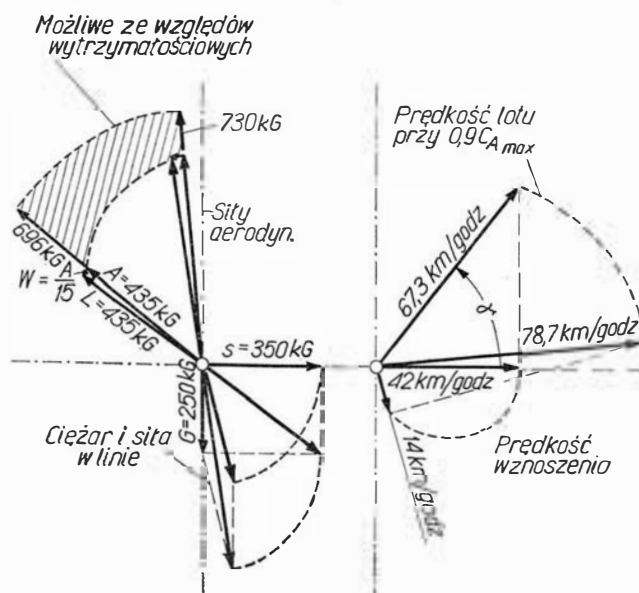
W przypadku wyciągarki „Herkules” największa siła w linie holowniczej wynosi tylko 375 kG. Dzięki zastosowaniu hydraulicznego sprzęgła siła ta nawet dynamicznie nie może być znacznie przekroczona, tak że nawet najślabszy szybowiec w eksploatacji w NRD nie może być przeciążony działaniem liny holowniczej. Toteż w przypadku wyciągarki „Herkules” można się obejść całkowicie bez linki zrywkowej. Jeżeli podczas startu za wyciągarką zostaną zachowane dopuszczalne prędkości lotu, to nie jest możliwe przeciążenie szybowca wskutek manewru sterem wysokości. Podczas prób w locie można było zawsze utrzymać dopuszczalne prędkości szybowców „Baby” i „Lehrmeister”.

Wyeliminowanie linki zrywkowej w linie holowniczej w przypadku wyciągarki „Herkules” znacznie uprościło obsługę startową. Odpadło bowiem uciążliwe wymienianie linek zrywkowych, które podczas upadku liny holowniczej na ziemię szybko stają się niezdadne do użytku, dzięki czemu uniknięto kosztów i trudności zaopatrzeniowych oraz ewentualnego naruszenia przepisów, gdyż często trzeba wykonywać starty bez zabezpieczenia liny holowniczej.

W przypadku wyciągarki „Maybach” przez przełączanie biegów można zwiększyć siłę w linie holowniczej, a wskutek tego może być przeciążona konstrukcja szybowca. W takich przypadkach, przynajmniej przy szybowcach słabszych, należy stosować linki zrywkowe w linie holowniczej.

Optymalny start za wyciągarką

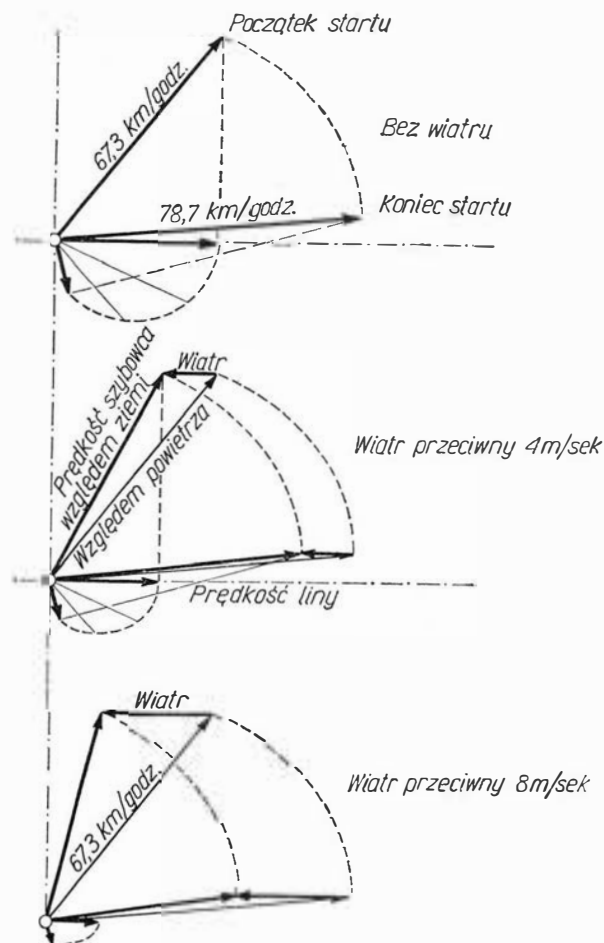
Jak to już przedstawiono na rys. 4, kierunek lotu oraz kąt wznoszenia szybowca zależą jedynie od siły w linie i jej kierunku. Na początku startu kierunek liny jest w przybliżeniu poziomy, a w fazie końcowej przybiera kąt względem horyzontu 65° do 70°. Toteż wynikający z tego kierunek lotu staje się stopniowo coraz bardziej płaski. Prędkość liny jest składową prędkości lotu (rys. 20). Tak więc pilot nie może oddziaływać na kierunek lotu zadany przez siłę w linie powyżej minimalnej prędkości lotu, koniecznej do wykorzystania największej siły w linie. Wychylając odpowiednio ster wysokości może on dokonywać zmian



Rys. 20. Siły i prędkości w czasie startu za wyciągarką (szybowiec „Baby”, wyciągarka „Herkules”, warunki ciszy)

w zakresie: mała prędkość lotu i duży kąt natarcia oraz większa prędkość lotu na mniejszym kącie natarcia. W warunkach ciszy prędkość lotu nie ma wpływu na osiąganą wysokość lotu.

Z wykresu prędkości lotu i liny oraz wiatru czołowego (rys. 21) wynika, że im wiatr czołowy jest silniejszy, tym tor lotu może być bardziej stromy, a prędkość liny mniejsza. Górny wykres na rys. 21 jest identyczny z rys. 20. Przy wietrze czołowym 4 m/sek dość znacznie zmienia się kierunek lotu szybowca



Rys. 21. Zmiany prędkości liny przy różnych prędkościach wiatru czołowego (szybowiec „Baby”, wyciągarka „Herkules”)

względem ziemi, tor lotu staje się bardziej stromy, a prędkość liny, która jest składową prędkości lotu względem ziemi, wyraźnie się zmniejsza. Przy wietrze 8 m/sek prędkość liny pod koniec startu jest bardzo mała. Osiągana wysokość startu jest tym większa przy wietrze czołowym, im prędkość lotu szybowca jest mniejsza.

Zakres prędkości lotu, możliwy do wykorzystania między wartością dopuszczalną ze względów wytrzymałościowych a wartością określoną przez największy współczynnik siły nośnej $c_{A \max}$, nie jest zbyt duży. Podczas startu za wyciągarką nie jest możliwe wykonywanie lotu z najmniejszą prędkością odpowiadającą wartości $c_{A \max}$. Musi istnieć rezerwa kąta natarcia dla koniecznych manewrów sterem wysokości oraz na wypadek ewentualnych podmuchów. W czasie lotu z 10% zapasem współczynnika siły nośnej można przechodzić bezpiecznie przez podmuchy prostopadłe do kierunku lotu o prędkości 1 do 4 m/sek. Dla zrealizowania korzystnego przebiegu startu konieczne jest zachowanie pewnej minimalnej prędkości lotu również w przypadku wiatru czołowego. Można jednak powiedzieć, że niezależnie od prędkości wiatru czołowego zawsze należy wykonywać lot w zakresie prędkości zalecanych na rys. 7. Start za wyciągarką sam przez się stawia duże wymagania pilotowi, który w czasie startu nie może poświęcać zbyt wiele uwagi przyrządom pokładowym, powinien jednak obserwować prędkościomierz i, jeżeli to jest potrzebne, korygować prędkość lotu ostrożnymi ruchami steru wysokości.

Przedstawione tu związki i zalecenia dla uzyskania optymalnego startu obowiązują właściwie dla fazy lotu wznoszącego. Nieco problematyczna i nie tak łatwa do ścisłego ujęcia jest faza startu od chwili oderwania się szybowca od ziemi, aż do przejścia do właściwego wznoszenia. Stara niemiecka reguła, że aż do bezpiecznej wysokości lotu wynoszącej 50 m kąt wznoszenia nie powinien być większy niż 30° , nie zawsze daje się zrealizować, nawet gdy inne warunki lotu są spełnione. Należałoby zrezygnować z tej raczej dowolnie określonej wysokości bezpieczeństwa i zalecić pilotowi, aby po oderwaniu się od ziemi umiarkowanie i ostrożnie ściągał ster.

Jest rzeczą dosyć powszechną, że mechanik wyciągarkowy po oderwaniu się szybowca od ziemi zdla-

wia silnik, aby nie dopuszczać do zbyt gwałtownego wznoszenia się szybowca w początkowej fazie lotu. Ten zabieg nie jest jednak słuszny, gdyż mechanik wyciągarkowy nie może prawidłowo ocenić prędkości ani też kąta wznoszenia szybowca zbliżającego się do niego. Lepiej jest pozostawić cały przebieg startu za wyciągarką w rękach pilota.

Wnioski

Z rozważań teoretycznych oraz z analizy wyników pomiarów przeprowadzonych w czasie startów szybowców za wyciągarką można wysnuć wnioski odnoszące się do:

1) liczbowego przedstawienia wartości i częstotliwości występowania zmiennych obciążeń szybowca podczas startu za wyciągarką;

2) wymaganej zdolności przyśpieszania silnika wyciągarki przy starcie szybowca dwuosobowego (ciężar w locie 500 kG) i koniecznej siły w linie oraz prędkości liny dla osiągnięcia minimalnej wysokości startu (180 m);

3) możliwości wyeliminowania w przypadku wyciągarki „Herkules” zabezpieczenia w linie holowniczej (również zbędne w przypadku najsłabszego z będących w użytkowaniu szybowca „Baby”);

4) zalet zastosowania prawidłowo zwymiarowanego sprzęgła hydraulicznego w wyciągarce;

5) wysokości startu, jakie mogą być osiągnięte w zależności od średniej siły w linie i ciężaru w locie, również w przypadku występowania wiatru czołowego.

LITERATURA

- [1] Gumpert: Die Aerodynamik des Windenstarts, Thermik, 2, 1955.
- [2] Gedeon: Belastungsmessungen in Windenschlepp' Schw. Aero-revue, 8, 1959.
- [3] Rade: Kräfte und Geschwindigkeiten beim Schwerpunktschlepp, Luftfahrt Forschungsbericht, Heft 4, VDI-Verlag, Düsseldorf 1961.
- [4] Hacklinger: Ein Verfahren zur näherungsweise Berechnung der Zeitfestigkeit von Segelflugzeugen, Luftfahrt Forschungsbericht, Heft 4, VDI-Verlag, Düsseldorf, 1961.
- [5] Röjner: Entwicklung und experimentelle Untersuchung von Strömungskupplungen, Maschinenbautechnik, 12, 1961.
- [6] Brauer: The design of a glider winch, Schw. Aero-revue, 2, 1964.

PRENUMERATĘ TECHNIKI LOTNICZEJ I ASTRONAUTYCZNEJ

przyjmuje

ZAKŁAD KOLPORTAŻU WCT NOT

Warszawa, ul. Mazowiecka 12

Układ zapłonowy stosowany w lotniczych silnikach turbinowych

Artykuł został opracowany na podstawie badań przeprowadzonych przez autora w Instytucie Lotnictwa [15]. Zawiera on opis układów zapłonowych dużej energii, charakterystyki tych układów, wyniki pomiarów laboratoryjnych energii wydzielonej w świecy z półprzewodnikiem, przeprowadzonych metodą kalorymetryczną i elektryczną, oraz bilans energetyczny układu zapłonowego.

Na temat układu zapłonowego dużej energii autor nie spotkał innych publikacji poza pracami [2, 3, 4, 11] oraz krótkimi wzmiankami w różnych czasopismach lotniczych [6, 7, 8, 9, 10, 12]. W pracy [3] zagadnienie to jest ujęte przeważnie z punktu widzenia teoretycznego. W pracach [2, 4, 11] podane są ogólne informacje o układach zapłonowych dużej energii, podobnie zagraniczne czasopisma lotnicze podają tylko krótkie informacje o tych układach.

Celem niniejszego artykułu jest podanie ogólnych informacji o budowie układu zapłonowego dużej energii, zasadzie działania, wpływie stałych obwodu R , L i C na charakter pracy układu oraz omówienie bilansu energetycznego w tym układzie.

Wprowadzenie

W silnikach tłokowych energia potrzebna do wywołania zapłonu paliwa jest rzędu 0,007 dżula na iskrę dla ubogiej mieszanki i 0,004 dżula na iskrę dla bogatej mieszanki. Wymagane napięcie zapłonu wynosi powyżej 4500 V i wzrasta ze wzrostem stopnia sprężania mieszanki paliwowej w cylindrze. Ze wzrostem napięcia energia potrzebna do zapłonu paliwa szybko spada.

Większość stosowanych iskrowników i cewek daje energię na iskrę od 0,02 do 0,06 dżula, a więc prawie dziesięciokrotnie więcej niż potrzeba w rzeczywistości do zapłonu paliwa.

Zagadnienie zapłonu w silnikach turbinowych jest bardziej skomplikowane, głównie ze względu na trudności występujące przy rozruchu silnika na dużych wysokościach lotu.

Zapalenie mieszanki następuje tylko wówczas, gdy energia i jej stopień wydzielania są wystarczające, aby pewna minimalna ilość mieszanki osiągnęła temperaturę krytyczną i zachowała ją przez czas nie krótszy niż 1 μ sek [3].

Niska temperatura i duża prędkość powietrza w komorze spalania w przypadku lotu na dużych wysokościach mogą spowodować tak duży stopień odprowadzenia energii cieplnej ze świecy, że temperatura jej może być poniżej temperatury zapłonu rozpylonego paliwa, jeśli energia wydzielana w świecy nie jest dostatecznie duża. Poza tym zapłon utrudnia mniejsza ilość tlenu w rozrzedzonym powietrzu.

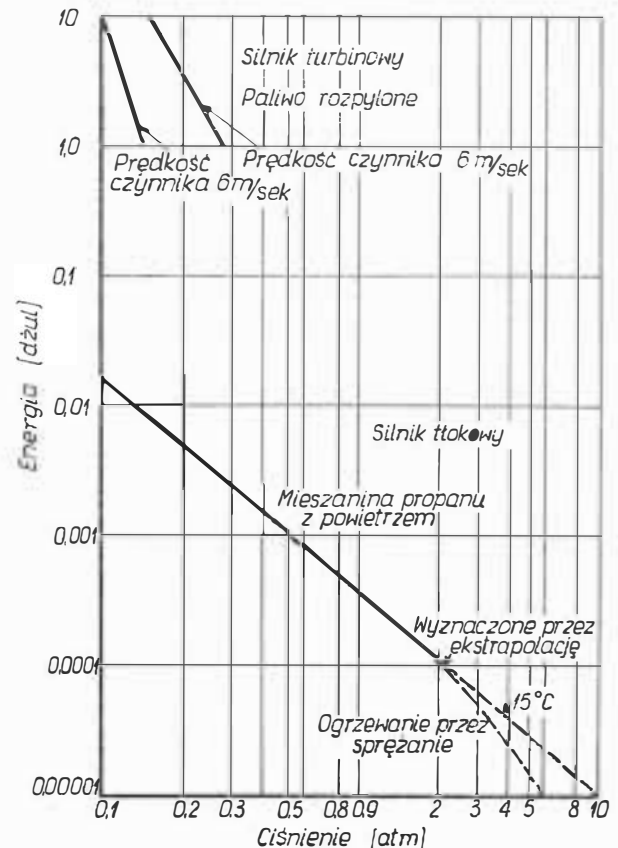
Z rysunku 1 widać różnicę energii, niezbędnej do zapłonu paliwa gazowego w silnikach tłokowych oraz paliwa rozpylonego w silnikach turbinowych, w zależności od ciśnienia.

W początkowym okresie rozwoju silników turbinowych zapłonu dokonywano za pomocą zwykłej cewki rozruchowej, która wytwarzała w szczelinie powietrznej świecy o długości około 3 mm szereg iskier (zwiększenie szczeliny powoduje wzrost napięcia przebicia, a co za tym idzie zwiększenie energii wydzielanej w iskrze). Energia wydzielana w przerwie iskrowej świecy, podczas wyładowań, nagrzewała jej elektrody w przybliżeniu do czerwoności i krople paliwa padając na nie parowały wytwarzając w ten sposób łatwo zapalający się gaz.

Taki sposób zapłonu może zapewnić rozruch silników turbinowych tylko do ograniczonej wysokości i prędkości lotu, nawet w przypadku stosowania dodatkowego zasilania paliwem podczas okresu rozruchowego.

Z czasem znaleziono zadowalające rozwiązanie problemu zapłonu w silnikach turbinowych przez powięk-

Rys. 1. Energia potrzebna do zapłonu paliwa gazowego w silnikach tłokowych oraz paliwa rozpylonego w silnikach turbinowych w zależności od ciśnienia



szczenie energii wydzielonej w świecy do wartości, która daje chwilowy stopień wydzielenia energii znacznie większy niż w przypadku układów z iskrownikiem lub cewką. Zastosowana świeca charakteryzuje się wyładowaniem powierzchniowym poprzez cienką warstwę półprzewodzącą. Ponieważ nie ma ona wystających elektrod, jest znacznie odporniejsza na podwyższone temperatury.

Układ ten zwany „układem zapłonowym dużej energii” zapewnia bezpośredni zapłon rozpylonego paliwa w komorze spalania silnika turbinowego do wysokości 18 000 m, która w praktyce jest rzadko osiągnięta.

Kierunki rozwoju układów zapłonowych dużej energii w różnych krajach są różne pod względem wartości pojemności kondensatorów zasilających, co daje różne ilości jego rozładowań w jednostce czasu, przy tej samej mocy źródła zasilającego.

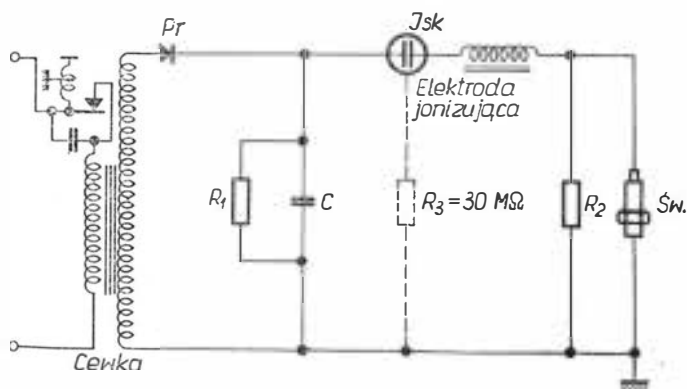
Istnieją również rozbieżności w wypowiedziach odnośnie procentowego wykorzystania w świecy energii nagromadzonej w kondensatorze zasilającym. Wynosi ono:

wg Kulebakina [3] i Zefferta [4]	— 50%
wg Spreadbury’ego [2]	— 37%
wg Watsona [9] mniej niż	— 5% w jądrze łuku

Opis układu zapłonowego dużej energii

Na rysunku 2 podano schemat typowego układu zapłonowego dużej energii. W skład tego układu wchodzi:

1. Cewka, która służy do ładowania kondensatora zasilającego C przez prostownik Pr do napięcia, przy



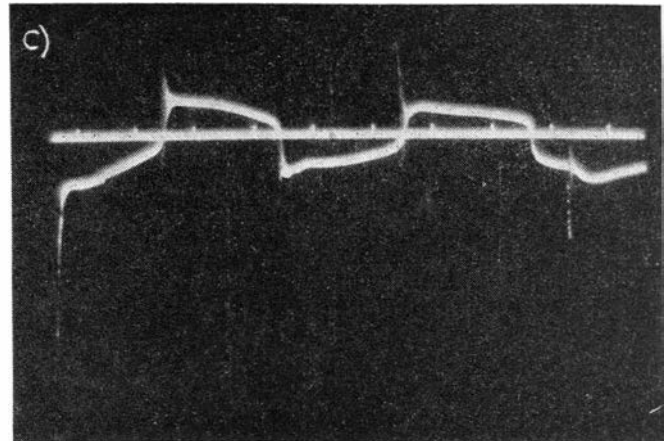
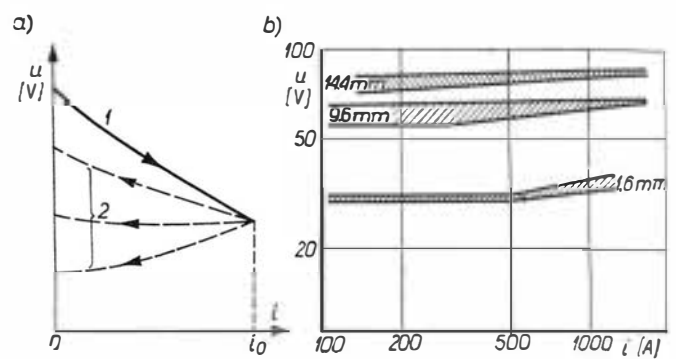
Rys. 2. Schemat układu zapłonowego dużej energii: Pr — prostownik, C — kondensator zasilający, Isk — iskiernik, $Dł$ — dławik, Sw — świeca z półprzewodnikiem, R_1 , R_2 , R_3 — opory

którym zostaje zjonizowana przerwa iskiernika Isk i następuje zamknięcie obwodu przez powstały łuk elektryczny w iskierniku (przebiecie szczeliny w iskierniku).

Po przebieciu iskiernika kondensator zasilający C zostaje rozładowany w obwodzie: zacisk kondensatora, łuk iskiernika, dławik $Dł$, półprzewodząca świeca Sw , przewody łączące te elementy z drugim zaciskiem kondensatora. Po rozładowaniu kondensator zostaje ponownie naładowany. Cykl taki powtarza się z częstotliwością od 1 do 45 razy na sekundę.

Jeżeli pojemność kondensatora zasilającego C wynosi $5,1 \mu F$, a napięcie, do którego został naładowany — 1900 V, wówczas nagromadzona w nim energia pola elektrycznego wynosi $\frac{1}{2} CU^2 = 9,2$ dżuła.

Według [3] połowa energii nagromadzonej w kondensatorze zasilającym wydziela się w świecy. Jeżeli



Rys. 3. Charakterystyki łuku: a) charakterystyki dynamiczne łuku, b) zależność napięcia od prądu łuku dla różnych odstępów elektrod mosiężnych $\Phi 9,6$ mm umieszczonych w zewnętrznym polu magnetycznym $0,032 \text{ Wb/m}^2$, c) zależność napięcia na świecy w funkcji czasu podczas jednego rozładowania kondensatora w układzie zapłonowym dużej energii

przyjąć, że czas rozładowania kondensatora wynosi $70 \mu \text{ sek}$, wówczas stopień wydzielania energii w łuku świecy, czyli moc łuku świecy, wynosi $65\,800 \text{ W}$.

2. Iskiernik Isk składa się z dwu elektrod wolframowych osadzonych na końcówkach molibdenowych. Elektrody wolframowe są osłonięte bańką szklaną z której wypompowano powietrze i napełniono gazem obojętnym, takim jak dwutlenek węgla, argon lub wodór pod ciśnieniem nieco mniejszym od atmosferycznego. Gaz obojętny ma na celu zmniejszenie utleniania się elektrod podczas przepływu dużego prądu rozładowania kondensatora [2]. Odstęp pomiędzy elektrodami wolframowymi jest taki, aby zgodnie z prawem Paschena napięcie przebiecia iskiernika wynosiło w przybliżeniu 2000 V .

Niekiedy dla uzyskania stabilniejszego napięcia przebiecia iskiernika stosuje się trzecią elektrodę jonizującą (patrz rys. 4), która jest połączona z dalszą elektrodą poprzez opór około $30 \text{ M}\Omega$, lub zamiast trzeciej elektrody — gaz wewnątrz bańki z domieszką radioaktywnej substancji (np. krypton aktywowany).

3. Dławik $Dł$ ma na celu ograniczenie stopnia rozładowania kondensatora dla powiększenia sprawności energetycznej układu.

4. Świeca Sw składa się z metalowej cylindrycznej elektrody środkowej i zewnętrznej w formie tulei, między którymi znajduje się izolator ceramiczny. Na odsłoniętej części izolatora nałożona jest cienka warstwa z materiału półprzewodzącego, który przyczynia się do wyładowania kondensatora w świecy w postaci łuku. Jako półprzewodnik bywa stosowany tytanian baru (BaTiO_3), dwutlenek tytanu TiO_2 lub tlenki miedzi [3].

Po doprowadzeniu napięcia do świecy w materiale półprzewodzącym zaczyna płynąć prąd między elektrodami, który nagrzewa półprzewodnik. Przy wzroście napięcia, wskutek ujemnego współczynnika termicznego półprzewodnika, prąd ten szybko wzrasta. Po osiągnięciu temperatury od 600 do 800 °C następuje silna termoemisja elektronów z półprzewodnika, które jonizując przylegającą warstwę gazu powodują powstanie łuku elektrycznego między elektrodami świecy [3].

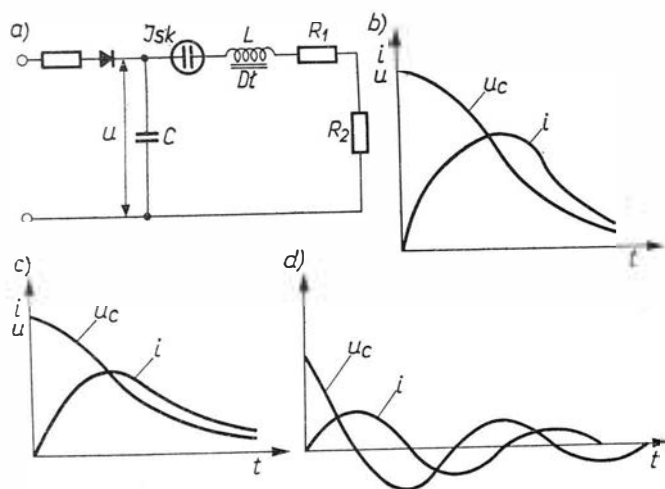
Ogólne właściwości łuku

Na rysunku 3a podano zależności pomiędzy napięciem a prądem przepływającym przez łuk; są to tzw. charakterystyki dynamiczne łuku.

Napięcie u_z odpowiadające prądowi $i = 0$ nazywa się „napięciem zapłonu”. Przy szybko wzrastającym prądzie napięcie to będzie malało wolniej niż przy powolnych zmianach. Jest to spowodowane brakiem czasu na zjonizowanie przestrzeni pomiędzy elektrodami. Natomiast jeśli prąd od pewnej wartości i_0 będzie malał do zera dostatecznie szybko, to charakterystyka łuku będzie przebiegać według jednej z krzywych 2 i im szybciej będzie prąd malał, tym końcowa wartość napięcia u_g zwana „napięciem gaśnięcia” będzie mniejsza.

Na rysunku 3b podany jest spadek napięcia na łuku dla różnych odstępów między elektrodami [13]. Krzywe te wskazują, że spadek napięcia na łuku jest niezależny od prądu do wartości, które są większe dla większych odstępów.

Na rysunku 3c podana jest zależność napięcia na świecy w funkcji czasu podczas jednego rozładowania kondensatora. Podstawa czasu wynosi 100 μ sek. Średnia wartość napięcia na świecy w czasie trwania półokresu wynosi około 60 V, niezależnie od płynącego przez nią prądu, chociaż do zapoczątkowania łuku potrzeba nawet ponad 600 V.



Rys. 4. Charakterystyki układu zapłonowego: a) schemat ideowy układu zapłonowego dużej energii, b) przebieg zmian napięcia i prądu w funkcji czasu dla $R > 2 \sqrt{L/C}$, c) przebieg zmian napięcia i prądu w funkcji czasu dla $R = 2 \sqrt{L/C}$, d) przebieg zmian napięcia i prądu w funkcji czasu dla $R < 2 \sqrt{L/C}$

Oporność łuku, wyznaczona z pomiarów napięcia i prądu, jest mała; dla dużych wartości prądów można ją przyjąć jako stałą. Dla uproszczenia w dalszych rozważaniach łuk w świecy i w iskierniku będzie przyjmowany jako element oporowy obwodu elektrycznego o względnie małym i stałym oporze R_2 , który łącznie z oporem przewodów obwodu R_1 da opór wypadkowy R .

Analiza obwodu układu zapłonowego dużej energii

Przy powyższych założeniach obwód elektryczny układu zapłonowego dużej energii przedstawia się jak podano na rys. 4a,

gdzie:

C — kondensator zasilający naładowany do napięcia U ,

Isk — iskiernik, który po osiągnięciu określonego napięcia zwiera za pośrednictwem łuku obwód kondensatora,

R_1 — opór przewodów obwodu układu zapłonowego,

L — współczynnik samoindukcji obwodu,

R_2 — opór zastępczy świecy i iskiernika,

$R = R_1 + R_2$ — całkowity opór omowy obwodu.

Dla powyższego obwodu, oznaczając przez:

i — natężenie prądu w stanie nieustalonym,

u_c — wartość chwilową napięcia na kondensatorze,

$t = 0$ czas w chwili zamknięcia obwodu,

podczas rozładowania kondensatora bilans napięć wyrazi się równaniem

$$u_c + iR + L \frac{di}{dt} = 0$$

ponieważ $i = C \frac{du_c}{dt}$

po podstawieniu otrzymuje się równanie różniczkowe liniowe drugiego rzędu

$$\frac{d^2 u_c}{dt^2} + \frac{R}{L} \frac{du_c}{dt} + \frac{u_c}{LC} = 0$$

Całkę ogólną tego równania można wyznaczyć przez podstawienie $u_c = e^{rt}$

$$e^{rt} \left(r^2 + \frac{R}{L} \cdot r + \frac{1}{LC} \right) = 0$$

Pierwiastki tego równania będą

$$r_{1,2} = -\frac{R}{2L} \pm \sqrt{\left(\frac{R}{2L}\right)^2 - \frac{1}{LC}}$$

Po przeanalizowaniu powyższego równania okaże się, że dla:

$R > 2 \sqrt{\frac{L}{C}}$ — prąd rozładowania kondensatora będzie duży i aperiodyczny (rys. 4b),

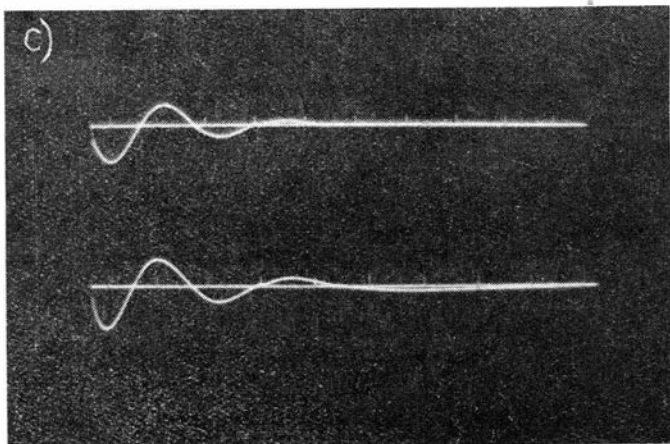
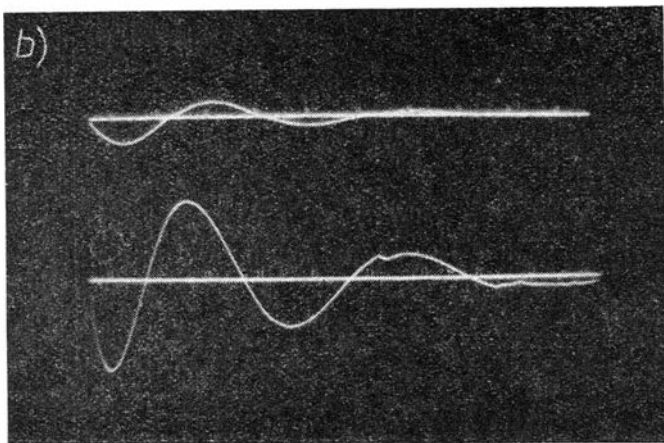
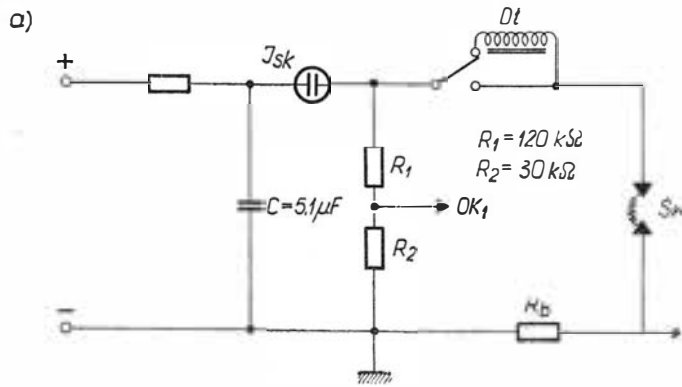
$R = 2 \sqrt{\frac{L}{C}}$ — prąd rozładowania kondensatora będzie aperiodyczny krytyczny (rys. 4c),

$R < 2 \sqrt{\frac{L}{C}}$ — prąd rozładowania kondensatora będzie mały i oscylujący (rys. 4).

Wpływ indukcyjności na charakter rozładowania kondensatora

W celu zilustrowania wpływu indukcyjności na charakter pracy układu zapłonowego wykonano dwa zdjęcia oscylograficzne w układzie podanym na rys. 5a. Na oscylogramie (rys. 5b) krzywa dolna podaje przebieg zmian napięcia w funkcji czasu, a krzywa górna — prądu podczas rozładowania kondensatora o pojemności 5,1 μ F, gdy w obwodzie układu zapłonowego dużej energii był włączony dławik $Dł$ o współczynniku samoindukcji $L = 4,11 \mu$ H. Na oscylogramie rys. 5c

podane są te same wielkości, lecz po wyłączeniu z obwodu dławika $Dł$. Podstawa czasu w obu przypadkach wynosi $100 \mu\text{sek}$. Napięcie mierzono z wyprowadzeń OK_1 , prąd — OK_2 . Kondensator o pojemności $5,1 \mu\text{F}$ ładowano do napięcia 1900 V .



Rys. 5. Wpływ indukcyjności na pracę układu zapłonowego: a) układ połączeń do badania wpływu indukcyjności na charakter pracy układu zapłonowego dużej energii; b) krzywa górna przedstawia przebieg zmian prądu płynącego przez świecę S_w w funkcji czasu, krzywa dolna — napięcia w funkcji czasu podczas rozładowania kondensatora $C = 5,1 \mu\text{F}$ w obwodzie z dławikiem $Dł$ ($L = 4,11 \mu\text{H}$); c) podaje te same zależności co b), lecz po wyłączeniu dławika $Dł$

W tabelicy 1 podano wartości zmierzone i obliczone ze zdjęć oscylograficznych pokazanych na rys. 5b i c.

Jeżeli indukcyjność obwodu L byłaby na tyle mała, że spełniony byłby warunek $R > 2 \sqrt{L/C}$, wówczas prąd w obwodzie byłby duży, a zatem straty ciepłe w obwodzie (I^2R) powstające w jednostce czasu również byłyby duże. W tym przypadku stopień wydzielania energii w świecy byłby duży, ale w krótkim czasie.

Tabela 1

Pojemność	Pierwsza amplituda prądu	Indukcyjność obwodu	Oporność obwodu	Czas trwania wyładow.	Pierwsza amplituda napięcia za iskiernikiem u	Częstotliwość oscylacji	Uwagi
C [μF]	I [A]	L [μH]	R [Ω]	t [μsek]	[V]	[kHz]	
5.1	1580	7.55	0.407	90	1000	31	z dławikiem
5.1	2730	2.64	0.252	60	470	47	bez dławika

Jeśli indukcyjność L obwodu byłaby tak duża, że byłby spełniony warunek $R < 2 \sqrt{L/C}$, wówczas, po zamknięciu obwodu przez iskiernik, energia elektryczna nagromadzona w kondensatorze ($\frac{1}{2} CU^2$) zmieniałaby się, w dużym stopniu w części indukcyjnej, na energię pola magnetycznego ($\frac{1}{2} LI^2$), po czym wracałaby do kondensatora, wydzielając za każdym razem część energii w łuku świecy. Podczas każdego przejścia energii z kondensatora do części indukcyjnej i z powrotem następuje jej spadek głównie na skutek strat ciepłych w przewodach, w świecy i w iskierniku. Gdy napięcie na kondensatorze zasilającym jest za niskie, by spowodować przebicie iskiernika, wówczas oscylacje ustają.

W przypadku dużej indukcyjności obwodu podczas rozładowania kondensatora natężenie prądu będzie małe, wobec czego małe będą również straty ciepłe powstające w jednostce czasu; oscylacje i ogólny czas ich trwania będzie stosunkowo długi, powodując dużą ilość wyładowań energii w łuku świecy. Wykorzystanie energii nagromadzonej w kondensatorze będzie duże, lecz stopień wydzielania energii w łuku świecy — mały.

Opierając się na analizie oscylogramów podanych na rys. 5 można, dla danej pojemności kondensatora zasilającego i napięcia przebicia iskiernika, wykonać układ zapłonowy dużej energii w dwu alternatywach:

1. O dużym wykorzystaniu w świecy energii nagromadzonej w kondensatorze, czyli o dużej sprawności energetycznej i o długim czasie trwania rozładowania kondensatora, lecz o małym stopniu wydzielania energii w świecy, tj. o małej mocy łuku świecy (układ o dużej indukcyjności obwodu).

2. O małym wykorzystaniu w świecy energii nagromadzonej w kondensatorze, czyli o małej sprawności energetycznej i o krótkim czasie trwania rozładowania kondensatora, lecz o dużym stopniu wydzielania energii, tj. o dużej mocy łuku świecy (układ o małej indukcyjności obwodu).

Za pomocą prób laboratoryjnych, odtwarzających warunki wysokościowe, można ustalić, które z podanych wyżej rozwiązań jest odpowiedniejsze do zapłonu paliwa w silnikach turbinowych.

Napięcia stosowane w układach zapłonowych dużej energii

Ponieważ napięcie na łuku świecy (rys. 3c) jest praktycznie wielkością stałą i niezależną od napięcia, do którego został naładowany kondensator, przeto można by wyciągnąć wniosek, że dla powiększenia sprawności układu należałoby stosować niższe napięcie na

kondensatorze, gdyż wówczas większa jego część byłaby wykorzystana w łuku świecy. Jak wynika z pomiarów kalorymetrycznych (tablica 2), średnia energia wydzielana w łuku świecy jest zależna od energii nagromadzonej w kondensatorze. Według Kulebakina [3] średnia moc wydzielona w świecy, przy stałej energii początkowej nagromadzonej w kondensatorze, rośnie ze zmniejszaniem pojemności kondensatora; jest to oczywiście możliwe tylko wówczas, gdy kondensator o mniejszej pojemności będzie naładowany do wyższego napięcia (dla zachowania warunku stałej energii początkowej). Z powyższego wynika, że dla zapewnienia lepszego wykorzystania energii napięcie na kondensatorze powinno być duże.

Dostępna w kraju literatura techniczna podaje, że w układach zapłonowych dużej energii powszechnie stosowane jest napięcie 2000 V.

Pomiary energii wydzielonej w świecy półprzewodnikowej i analiza ich wyników

Przy doborze pojemności kondensatora, który należy zastosować w układzie zapłonowym dużej energii, pożądanym byłoby wiedzieć, jaki procent energii zgromadzonej w kondensatorze zostanie efektywnie wykorzystany w świecy.

Tablica 2. Wyniki pomiarów energii wydzielonej w świecy półprzewodnikowej uzyskane metodą kalorymetryczną

Lp.	Pojemność kondensatora [μF]	Producent	Energia nagromadzona w kondens. A_0 [dżul]	Energia wydzielona w świecy A [dżul]	$\frac{A}{A_0} \cdot 100\%$	Uwagi
1	2,95	Anglia	5,325	1,702	32,0	Iskiernik polski 1,9 kV
2	2,95	„	5,325	1,617	30,4	„ „
3	2,95	„	5,325	1,608	30,2	„ „
4	2,95	„	5,325	1,659	31,1	„ „
5	2,95	„	5,325	1,667	31,3	„ „
6	2,95	„	5,325	1,706	32,04	„ „
7	2,95	„	5,325	1,780	33,4	„ „
8	2,95	„	5,610	1,730	30,9	Iskiernik angielski 1,95 kV
9	4,08	„	7,364	2,390	32,4	Iskiernik polski 1,9 kV
10	4,08	„	7,364	2,460	33,4	„ „
11	4,08	„	7,572	2,360	30,4	Iskiernik angielski 1,95 kV
12	15,45	„	27,850	8 350	30,0	„ „
13	15,45	„	27,850	8,700	31,25	„ „

Ponieważ w dostępnej literaturze istnieją na ten temat duże rozbieżności (od 5 do 50%), przeto Instytut Lotnictwa przeprowadził pomiary energii wydzielonej w świecy półprzewodnikowej dwiema metodami. Wyniki tych pomiarów podano w tablicy 2 i 3.

Z pomiarów kalorymetrycznych wynika, iż podczas jednego rozładowania kondensatora w świecy wydzielano się około 32% energii nagromadzonej w kondensatorze, natomiast z pomiarów elektrycznych — tylko około 15%.

Metoda kalorymetryczna pomiaru energii wydzielonej w świecy półprzewodnikowej, dzięki zastosowaniu precyzyjnego termometru Beckmanna z lunetką (pozwala ona na odczytywanie temperatur z dokładnością 0,002—0,001 °C), jest miarodajna. Metodzie tej można zarzucić, iż wykazuje więcej energii, niż w istocie idzie na zapalenie paliwa, gdyż mierzy ponadto energię świetlną i dźwiękową zamienioną na ciepło oraz energię idącą na podgrzanie świecy. Zasadniczą wadą metody kalorymetrycznej jest jej duża pracochłonność.

Metoda elektryczna wykazała zbyt niski procent energii wydzielonej w świecy. Zasadniczym powodem tego są trudności pomiaru prądu płynącego przez świecę. Pomiar tego prądu wymagał zastosowania bocznika bezindukcyjnego, którego opór wynosił wprawdzie tylko 0,02772 Ω, tym niemniej jednak zwiększał całkowity opór obwodu o około 60%. Takie powiększenie oporu w układzie zapłonowym w znacznym stopniu zmniejsza wartość prądu w świecy — stąd mała sprawność układu. Po opanowaniu metody pomiaru prądu bez bocznika, pomiar energii wydzielonej w świecy półprzewodnikowej za pomocą oscylografu wysokonapięciowego będzie prosty w wykonaniu, dokładny i mało pracochłonny.

Na podstawie analizy wyników z przeprowadzonych prób można podać następujący bilans energetyczny układu zapłonowego dużej energii:

- A. Energia nagromadzona w kondensatorze zasilającym 100%
- B. a, energia wydzielona w przewodach w postaci ciepła (I^2R) 50%
- b, energia wydzielona w łuku świecy półprzewodzącej 32,2%
- c, energia wydzielona w iskierniku według wzoru Hillana 8,15%

Z pozostałych 9,65% energii, która w tej pracy nie została określona, część została w kondensatorze jako nie wykorzystana, część została w nim zamieniona na energię cieplną i mechaniczną, a reszta wypromieniowała w postaci fal elektromagnetycznych.

Tablica 3. Wyniki pomiarów energii wydzielonej w świecy półprzewodnikowej uzyskane metodą elektryczną podczas rozładowania kondensatora, w którym nagromadzona energia wynosiła $A_0 = 13,5$ dżula

Wielkość mierzona	Symbol	Jednostka	Fotokres				Suma energii	$\frac{A}{A_0} \cdot 100\%$
			pierwszy	drugi	trzeci	czwarty		
Skuteczna wartość prądu płynącego przez świecę	I	A	1610	706	353	150		
Skuteczna wartość napięcia na świecy	U	V	45	38,5	34	25		
Czas trwania półokresu	t	μsek	17,5	17,5	19	17,5		
Energia wydzielona w świecy	$A = UI t$	dżul	1,27	0,476	0,228	0,0638	2,0478	15,2
Energia wydzielona w iskierniku	$A = k_1 I \sqrt{t}$	dżul	0,625	0,273	0,142	0,058	1,098	8,15

Przeprowadzone w Instytucie Lotnictwa badania pozwoliły na:

1. Określenie energii wyzwolonej w świecy z półprzewodnikiem podczas rozładowania kondensatora zasilającego układ zapłonowy dużej energii.

2. Wyjaśnienie bilansu energetycznego w powyższym układzie.

Analiza zdjęć oscylograficznych parametrów elektrycznych badanego układu umożliwiła ponadto:

a) zbadanie wpływu stałych obwodu R , L , C na charakter wydzielania energii w świecy; dane te będą bardzo pomocne przy projektowaniu układów zapłonowych dużej energii,

b) dokonanie właściwego doboru przewodów zapłonowych i ich usytuowanie na samolocie,

c) opracowanie elektrycznej metody pomiaru energii wydzielonej w świecy z półprzewodnikiem.

LITERATURA

- [1] *Spreadbury F. G.*: Aircraft electrical engineering. London, Sir Isaac Pitman and Sons Ltd, 1943.
- [2] *Spreadbury F. G.*: Electricity in aircraft. Constable and Company Ltd, London 1958.
- [3] *Kulebakin W.*: Elektricheskiye sistemy zażiganja, obogriewa i oswieszczenja samolotow. Oborongiz, Moskwa 1960.
- [4] *Zeffert H.*: Principle and practice of aircraft electrical engineering, London, George Newnes Limited, 1960.
- [5] *Cholewicki T.*: Analiza obwodów elektrycznych. Wydawnictwa Naukowo-Techniczne, Warszawa 1962.
- [6] *Beye Smits W.*: Low-tension ignition system. SAE Journal, April 1951.
- [7] *Sims M. W.*: Capacitor arc discharge. Aero Digest, July 1952.
- [8] *Sheheem S. J.*: Electric ignition for conductive fuels. A.I.E.E. Transactions Part II Application and Industry, vol. 76, 1957.
- [9] *Watson E. A.*: James Clayton Lecture Fuel control and burning in aerogas-turbine engines. The Chartered Mechanical Engineer, February 1956.
- [10] *Rose H. E. and Priede T.*: Ignition phenomena in hydrogen-air mixture and an investigation of the characteristics of spark discharges as employed in ignition experiments.
- [11] *Morgan J. D.*: Principle of ignition. London, Sir Isaac Pitman and Sons, Ltd, 1944.
- [12] *Reynolds L. J.*: High energy EBW firing unit. Missiles and Space, No 3, March—April 1963.
- [13] *Spink H. C. and Guile A. E.*: The movement of high — current arcs in transverse external and self-magnetic fields in air at atmospheric pressure. C.P. 777.
- [14] *Hillan A. B.*: Proceedings of the Fourth International Conference on Ionisation Phenomena in Gases. August 17—21, 1959. North Holland Publishing Company, Amsterdam.
- [15] *Zuchowicz K.*: Układ zapłonowy dużej energii stosowany w silnikach odrzutowych. Prace Instytutu Lotnictwa. Rok 1966, nr 28.

MIROŚŁAWA ZAWADZKA

669.71:620.197.22

Badania jakości powłok tlenkowych na aluminium i stopach aluminiowych

Część II

Pierwsza część artykułu (patrz TLiA 7/67) została poświęcona badaniom grubości powłok tlenkowych na aluminium i jego stopach. We wstępie podano dość obszernie wiadomości dotyczące własności powłok tlenkowych oraz czynników decydujących o ich jakości. W niniejszej, drugiej części zawarto szersze omówienie procesu uszczelniania powłok tlenkowych oraz podano przegląd i opis metod badania szczelności.

Uszczelnianie powłok tlenkowych

Jak wiadomo, powłoki tlenkowe tworzą się przez elektrochemiczną przemianę aluminium w tlenek glinu. Tlenek glinu krystalizuje w układzie heksagonalnym, przy czym cechą charakterystyczną jego kryształów jest występowanie porów o przekroju gwiaździstym (rys. 1).

Istnieją dwie metody uszczelniania powłok tlenkowych:

1. Przez wypełnienie porów solami metali ciężkich. Metoda ta polega na uszczelnianiu powłok np. w roztworze octanu niklawo-kobaltowego o składzie: 1000 ml dejonizowanej wody + 5,5 G octanu niklu + 1 G octanu kobaltu + 8 G kwasu borowego. Roztwór ten nastawia się na wartość pH 5,5 za pomocą kwasu octowego. W zabiegu tym następuje całkowite wypełnienie porów wodorotlenkami niklu i kobaltu. Kąpiel ta jest dziś już bardzo rzadko stosowana, ponie-

waż wymaga utrzymywania stałej temperatury, wartości pH oraz stałego stężenia metali, co w praktyce jest kłopotliwe.

2. Przez zamknięcie porów dzięki zwiększeniu objętości cząsteczek tlenku glinu. Metoda ta zdecydowanie wysunęła się obecnie na pierwsze miejsce. Polega ona na poddawaniu powłok tlenkowych działaniu pary wodnej lub wrzącej wody. Następuje wtedy reakcja tlenku glinu z wodą, w wyniku czego powstaje monohydrat tlenku $Al_2O_3 \cdot H_2O$, którego cząsteczki zajmują większą objętość i zamykają w ten sposób światło porów.

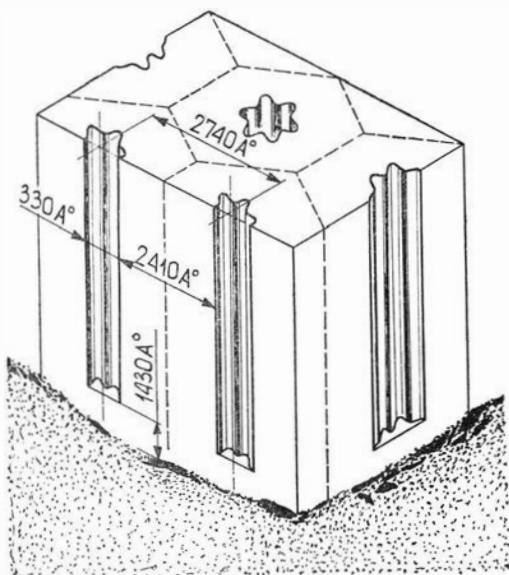
Najlepsze wyniki osiąga się przeprowadzając uszczelnianie w parze wodnej, unika się wtedy niekorzystnego wpływu zanieczyszczeń występujących w wodzie. Nie wszędzie jednak metoda ta jest możliwa do zastosowania w przeciwieństwie do metody uszczelniania we wrzącej wodzie, którą można przeprowadzić w każdym zakładzie. Należy tu podkreślić specjalne znaczenie, dla

jakości uszczelnienia, temperatury wody w trakcie uszczelniania oraz stopnia jej czystości. Szczególnie szkodliwie wpływają na jakość uszczelnienia zanieczyszczenia wody fosforanami i krzemianami [1]. Do uszczelniania powinno się używać wodę dejonizowaną lub destylowaną, w której zawartość krzemianów nie powinna przekraczać stężeń 15 mg/l [2], a fosforanów 10 mg/l. Natomiast obecność fluorków o stężeniu do 50 mg/l oraz sodu, potasu i wapnia w postaci siarczanów i chlorków do zawartości 200 mg/l nie wywiera wykrywalnego, szkodliwego wpływu na jakość uszczelnienia. Maksymalna dopuszczalna oporność wody nie powinna być mniejsza niż $3,5 \mu\Omega$ na cm^3 , a pH powinno zawierać się w granicach 5—7, przy czym oba te parametry powinny być ciągle sprawdzane i utrzymywane na optymalnym poziomie. Drugim czynnikiem odgrywającym zasadniczą rolę w procesie uszczelniania w wodzie jest temperatura. Temperatura wody powinna wynosić 98—100 °C; nawet chwilowy spadek do wartości 95—97 °C obniża już znacznie jakość uszczelnienia.

Stopień uszczelnienia rośnie proporcjonalnie do czasu trwania procesu, aż do momentu uzyskania maksymalnego stopnia hydratacji. Odnośnie ustalania czasu trwania procesu przyjęła się powszechnie reguła, według której czas uszczelniania powinien być równy czasowi utleniania. Jednak przy zmianie gęstości prądu w kąpeli zmienia się również czas anodowania, w związku z czym tej samej grubości powłoki odpowiadałyby różne czasy uszczelniania. Dlatego znacznie właściwsze wydaje się ustalanie czasu uszczelniania w odniesieniu do grubości powłoki. Jest to jednak problem dyskusyjny, jedni autorzy podają za wystarczający czas 1 minutę na 1 mikron grubości powłoki [2], inni — 4 minuty na 1 mikron [3, 4].

Najczęstszymi błędami popełnianymi w procesie uszczelniania są: zbyt krótki czas uszczelniania (częsty błąd w okresach nasilenia prac w anodowniach), zbyt niska temperatura wody (poniżej 98 °C) oraz użycie wody wodociągowej zamiast dejonizowanej lub wody zanieczyszczonej kąpielą do utleniania.

Niestety, niewystarczające uszczelnienie nie zmienia wyglądu zewnętrznego powłoki i może z łatwością ujść uwadze galwanizera. Wynika z tego faktu konieczność badania jakości uszczelnienia.



Rys. 1. Komórka elementarna sieci przestrzennej krystalów tlenku glinu z widocznymi gwiazdzistymi porami

Istniejące metody można podzielić na następujące grupy:

1. B a d a n i a w a g o w e

a) wyznaczanie przyrostu ciężaru próbki, która po normalnym uszczelnieniu została poddana dodatkowemu procesowi uszczelniania [5, 6];

b) wyznaczanie ubytku ciężaru próbki, która po uszczelnieniu została zanurzona na określony czas w HNO_3 [7, 8].

2. B a d a n i a k o r o z y j n e

Obserwacje zmian zachodzących na powierzchni powłok tlenkowych pod działaniem:

a) roztworów kwasów — próba Kape [9, 10, 11],

b) sztucznej atmosfery przemysłowej, tj. atmosfery nasyconej parą wodną z dodatkiem dwutlenku siarki i dwutlenku węgla — próba Kesternicha [4, 12, 13],

c) roztworu chlorku sodowego z dodatkiem kwasu octowego i nadtlenku wodoru [4].

3. B a r w i e n i e p o w ł o k

Obserwacje własności uszczelnianych powłok tlenkowych, które zależnie od jakości uszczelnienia adsorbują mniej lub więcej barwnika. W badaniu tym uszczelnione powłoki tlenkowe albo poddaje się wstępnej obróbce w kwasie azotowym [3, 4, 13], albo zanurza się bezpośrednio po wypłukaniu z resztek kąpeli uszczelniającej do roztworu barwnika (BS 1615, 1961, ASTM Test B 136/45, DIN 17611 i 17612).

4. E l e k t r o n i c z n e m e t o d y p o m i a r o w e

a) pomiar przewodnictwa elektrycznego [1]; metoda badania polega na wykorzystaniu wąskiej zależności między porowatością powłok i przewodnością,

b) pomiar oporności izolacji powłok tlenkowych (Próba Fact) [1]; pomiar oporności izolacji wykorzystano do wyznaczania stopnia uszczelnienia powłok; przez przetworzenie spadku napięcia na proporcjonalną do niego częstotliwość można w prosty sposób podać wyniki pomiarów w postaci cyfrowej; to badanie jest w dużej mierze zależne od grubości powłoki; badanie powłok grubszych niż 15μ tą metodą jest niemożliwe,

c) pomiar impedancji; Burwell-May [14] mierząc opór omowy i oporność urojoną stwierdzili zmiany w powłoce zachodzące pod wpływem procesu uszczelniania; ubytek pojemności połączony z przyrostem oporności rzeczywistej wskazywał na zwiększenie stopnia uszczelnienia powłoki.

Pierwsza grupa metod podanych w przeglądzie nie wymaga specjalnego omówienia.

Badania korozyjne ujęte w drugiej grupie przeglądu są stosowane zwykle jako uzupełniające lub potwierdzające w powiązaniu z innymi metodami.

Najbardziej popularne są obecnie metody badania szczelności powłok przez barwienie oraz pomiar impedancji.

Badanie szczelności powłok tlenkowych przez barwienie

Wielu autorów uważa metodę barwienia za najlepszą [2, 4, 13], mimo że nie jest to metoda ilościowa. Jedną ze starszych wersji badania tą metodą jest barwienie przy użyciu fioletu antrachinonowego [13]. Przebieg badania wygląda następująco: kroplę 2% roztworu fioletu antrachinonowego nakłada się na powłokę tlenkową na okres 5 min. Po spłukaniu wodą, powierzchnia powłoki dobrze uszczelnionej nie powinna wykazywać

zabarwienia w miejscu badania. Ten rodzaj badania podaje norma angielska BS 1615/1961, norma amerykańska ASTM B 136/45 oraz norma polska PN-65/H-97023, przy czym ta ostatnia inaczej interpretuje wyniki.

Jednak, według ostatnich badań [2] bezpośrednio, bez wstępnej obróbki chemicznej, barwienie powłok tlenkowych nie daje rzeczywistego obrazu ich uszczelnienia, ponieważ w czasie uszczelniania powstaje powierzchniowa warstewka wodorotlenku glinu podatna na barwienie. Niemcy określają ją jako „Schmant Schicht”, Anglicy jako „Smudge layer”. Przed przystąpieniem do badania szczelności należy tę warstewkę usunąć. Można to zrobić poddając powłokę tlenkową działaniu 30–40% kwasu azotowego w temperaturze 21–25 °C. Nawet 30-minutowa obróbka w kwasie azotowym nie narusza dobrze uszczelnionej powłoki tlenkowej, usuwa natomiast niepotrzebną warstewkę powierzchniową wodorotlenku glinu.

Inną metodę usuwania tej warstewki podaje B. Scott [2]. Mianowicie zaleca on stosowanie roztworu o następującym składzie: 2,5% H_2SO_4 + 1% (wag) KF, zamiast 40% kwasu azotowego, który ze względu na dość duże stężenie jest niewygodny w operowaniu i działa znacznie wolniej. Roztwór podany przez B. Scotta wykazuje dużą aktywność, już po 50–70 sek działania powoduje usunięcie warstewki, a jednocześnie nie drażni skóry. Nie można go stosować jednak przy badaniu bardzo cienkich powłok o grubości poniżej 3 μ , ponieważ zbyt duża część powłoki zostaje przy tym usuwana. Po rozpuszczeniu warstewki wodorotlenku glinu przystępuje się do barwienia powłoki tlenkowej. Obecnie wyraźnie zaznacza się dążenie do zastąpienia fioletu antrachinonowego (podawanego w normach) innymi barwnikami.

Cytowany już kilkakrotnie H. Neunzig [4] zaleca stosowanie barwnika zielonego — zieleni aluminiowej (Aluminiumgrün GLW Durand). Barwienie przeprowadza się zanurzając badaną próbkę, po uprzedniej obróbce wstępnej, do roztworu zieleni aluminiowej GLW o stężeniu 10 G/l i temperaturze 50 °C, na 15 min. Po spłukaniu wodą i wysuszeniu, w przypadku dobrze uszczelnionej powłoki nie powinno wystąpić żadne zabarwienie.

B. Scott stwierdza na podstawie swych prac, że znacznie wygodniejszy w pracy jest barwnik o nazwie Aluminium Fast Red B3LW. Barwnik stosuje się w stężeniu 10 G/l. Daje on kontrastową dobrze widoczną plamę w miejscu badania, działa szybko i w temperaturze pokojowej. B. Scott, podobnie jak norma BS 1615 i ASTM B 136/45, uważa, że łatwiejsze jest miejscowe barwienie przez nakładanie kropli barwnika na powierzchnię badaną (po uprzednim zdjęciu warstewki wodorotlenku glinu kroplą roztworu fluorku potasu w kwasie siarkowym). Przepisany czas działania Aluminium Fast Red B3LW wynosi 1–2 min, a więc znacznie krócej niż zieleni aluminiowej GLW. Wyniki tej nowej próby dały dobrą korelację z wynikami badań korozyjnych. Za kryterium oceny dobrze uszczelnionej powłoki przyjęto słabo lub bardzo słabo różowe zabarwienie.

W badaniach szczelności metodą barwienia, tak jak przy wszystkich wizualnych badaniach kolorymetrycznych, interpretacja wyników zależy od oceny i doświadczeń pracownika. Wskazane jest porównywanie badanej próbki z wzorcami o znanej jakości uszczelnienia.

Metoda barwienia jest niezależna (z wyjątkiem omówionego wyżej zastosowania do powłok poniżej 3 μ) od grubości powłoki.

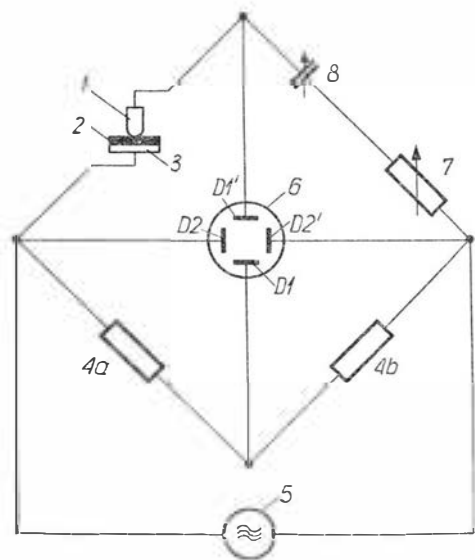
Metodą tą można badać powłoki wytwarzane w kąpieli kwasu siarkowego, kwasu szczawowego oraz twarde powłoki, wytwarzane w niskich temperaturach. Można również badać barwione powłoki tlenkowe, jeśli nie są zbyt ciemne, należy wtedy stosować barwnik kontrastujący kolorem z powłoką.

Badanie szczelności powłok tlenkowych można przeprowadzić stosując także, oczywiście po odpowiednim przebadaniu, inne nie wymienione tu barwniki z grupy działającej na tlenek glinu na zimno i o odpowiedniej intensywności.

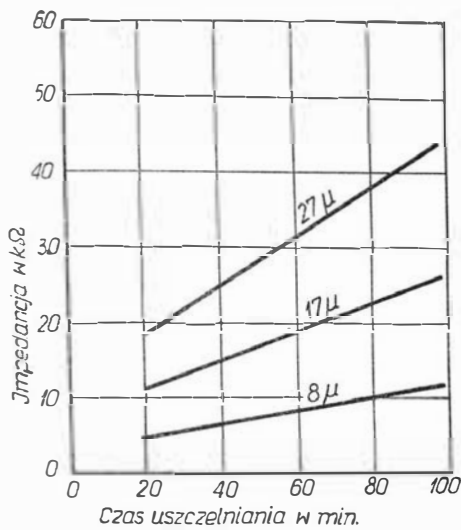
Badanie szczelności powłok tlenkowych przez pomiar impedancji

W elektrotechnice przez impedancję określa się oporność pozorną dla przepływu prądu zmiennego przez obwód elektryczny. Impedancja jest więc zbliżona do oporu omowego w obwodzie prądu stałego.

Zjawisko impedancji może być wykorzystane do badania jakości uszczelnienia powłok tlenkowych tylko wtedy, gdy znana jest ich grubość, ponieważ wartość impedancji zależy w równej mierze od obu tych czynników. Na rys. 2 podano według H. Birtela [1] laboratoryjny układ pomiarowy. Pomiar odbywa się za pomocą zasilania mostka Philipsa GM 4249 generatorem niskiej częstotliwości. W położeniu „otwarty mostek” w jedno ramię wstawia się sondę, w drugie ramię kondensator dekadowy 8 i opornik dekadowy 7. Zrównoważenie mostka pomiarowego dla dokładnych pomiarów przeprowadza się za pomocą metody wskazówki obrotowej. Wyrównanie fazowe mostka prądu zmiennego jest możliwe w ten sposób, że poziome płytki odchylające oscyloskopu synchronizowane są napięciem zasilania mostka, podczas gdy do płytek pionowych przyłącza się poprzez wzmacniacz napięcie wyjściowe mostka. Ta metoda zrównoważenia ma tę szczególną zaletę, że wykazuje dużą czułość w pobliżu punktu zerowego.



Rys. 2. Schemat układu pomiarowego: 1 — naczynko z drutem platynowym, 2 — powłoka tlenkowa, 3 — podłoże, 4a + 4b — ramiona mostka, 5 — generator częstotliwości akustycznych, 6 — oscyloskop z płytkami odchylającymi pionowymi D_1 i D_1' oraz poziomymi D_2 i D_2' , 7 — opornik dekadowy, 8 — kondensator dekadowy



Rys. 3. Zależność impedancji Z wyrażonej w kiloomach od grubości powłoki w μ przy różnych czasach uszczelniania w parze wodnej o temperaturze 100°C

Dla doświadczalnego przeprowadzenia tego pomiaru próbowano uzyskiwać poziome położenie elipsy nie za pomocą potencjometru mostka, lecz przez obustronne wyrównanie pojemności C i oporności R i oddzielny pomiar tych dwóch wielkości za pomocą mostka RC GM 4144. Pomiarowa częstotliwość wynosiła 1000 Hz. Jako ciecz sprzęgającą użyto 3% NaCl, którą umieszczono w naczyniu gumowym o \varnothing 10 mm. Do tego roztworu zanurzono drut platynowy. Połączenie z metalem podłoża zostało dokonane za pomocą zacisku.

Pomiar w wyżej omówionym układzie rozpoczyna się zrównoważeniem opornościowym mostka, przez co elipsa na ekranie zmienia się w skośnie położoną linię prostą. Przez równoległe podłączenie kondensatora można tę prostą obrócić w kierunku przeciwnym do ruchu zegara, przy czym powstaje ponownie elipsa. Dalszą korekturę przeprowadza się używając na przemian opornika i kondensatora, aż wreszcie w punkcie zerowym powstaje na ekranie pozioma prosta. W ten

sposób mogą być zmierzone wartości pojemności C i oporności R . Impedancję Z oblicza się ze wzoru:

$$Z = R^2 + X_c^2$$

przy czym oporność R i reaktancję X_c podaje się w omach.

Traktując próbki anodowane jako połączenie szeregowo lub równoległe oporu i pojemności oraz wiedząc, że stopień uszczelnienia ma określony wpływ na wartość tych parametrów, można je zmierzyć i uzyskać w ten sposób informację o jakości uszczelnienia.

Na rys. 3 podano graficzne ujęcie zależności między wartością impedancji a czasem uszczelniania i grubością powłoki.

W podsumowaniu przeglądu metod badania szczelności powłok tlenkowych na aluminium wyraźnie zaznacza się potrzeba opracowania jednoznacznie brzmiącej metody oceny jakości uszczelniania.

W Instytucie Mechaniki Precyzyjnej zostaną podjęte w roku bieżącym prace nad wytypowaniem odpowiedniego barwnika oraz parametrów badania szczelności powłok tlenkowych metodą barwienia.

LITERATURA

- [1] Birtel H., Leute W.: Aluminium, 1965.
- [2] Scott B. A.: Electroplating and metal finishing, 1965.
- [3] Elze J.: Aluminium, 1962.
- [4] Neunzig H., Röhrig V.: Aluminium, 1962.
- [5] Wernick S., Pinner W.: The surface treatment of aluminium and its alloys, Robert Draper Ltd., 1959.
- [6] Spooner R. C.: Finishing of aluminium. Reinhold Publ. Corp., 1963.
- [7] Richeaud H.: Conference on anodising aluminium, 1961, referat nr 14.
- [8] Darnault G.: Alluminio, 1961.
- [9] Kape J. M.: Methods of testing anodi coatings, Papier to UNIPREA Conference, 1961.
- [10] Brace A.: Electroplating and metal finishing, 1964.
- [11] Kesternich W.: Stahl u. Eisen, 1951.
- [12] Baumann F., Lattey R.: Aluminium, 1955.
- [13] Paolini F., Sacchi G., Prati A.: Alluminio, 1961.
- [14] Burwell R. L., May T. P.: J. Elektrochem. Soc., 1948, str. 94, 195.

Inż. BOGUSŁAW GRUCHELSKI

529.13.004

Zagadnienie rytmiczności obsługi technicznej samolotów

Rytmiczność obsługi technicznej samolotów jest zagadnieniem znacznie bardziej skomplikowanym niż rytmiczność produkcji. Na rytmiczność obsługi mają wpływ nie tylko czynniki możliwe do przewidzenia, ale również nie przewidziane, jak uszkodzenia sprzętu i pogoda, wpływające na opóźnienie przeglądu samolotu, niewykonanie oblotu technicznego, kompensacji itp. Rytmiczność napraw sprzętu lotniczego już można porównać z rytmicznością produkcji, jakkolwiek i tu poważny wpływ może mieć powstanie nieprzewidzianych uszkodzeń.

Planowanie rytmiczności obsługi polega na równomiernym rozłożeniu przeglądów w okresach tygodniowych, miesięcznych i kwartalnych. Pewna równomierność prac występuje już wówczas, gdy pracochłonność wszystkich czynności, wykonywanych przy samolotach w poszcze-

gólnych dniach, nie przekracza mocy produkcyjnej oddziałów obsługujących. Dopiero jednak, gdy pracochłonność przeglądów w poszczególnych specjalnościach i trudności ich wykonywania są do siebie zbliżone w okresach dziennych i tygodniowych (i gdy spełnione są inne warunki, jak zapewnienie dokumentacji, części zamiennych, wyposażenia hangarowego itp.), można mówić o planowanej rytmiczności. Taka rytmiczność, korzystna dla bazy technicznej przedsiębiorstwa, jest często kilkukrotnie nieosiągalna ze względu na sam rozkład lotów, nie mówiąc już o innych czynnikach. Niemniej, przez odpowiedni dobór samolotów do lotów (np. wykorzystywanie ujemnych tolerancji okresów międzyprzeglądowych), można w maksymalny sposób uwzględnić możliwości warsztatów obsługowo-naprawczych. Planowanie eksploatacji i obsługi technicznej

samolotów musi być stale kompromisem między potrzebami oddziału eksploatującego sprzęt a możliwościami bazy technicznej danego przedsiębiorstwa. Jest to zadanie trudne, wymagające nadania odpowiedniej rangi komórce planowania i doboru wykwalifikowanych pracowników.

Podstawą do przeprowadzenia analizy rytmiczności muszą być dokładne zapisy — np. w książce dyspozytora — stwierdzające, jaki przegląd był wykonany, jaki był jego termin planowany i rzeczywisty i jakie były przyczyny ewentualnego opóźnienia. Na podstawie tych zapisów opracowuje się zbiorcze zestawienie na każdy miesiąc, służące do obliczenia wskaźników nieterminowości przeglądów.

Wprowadzenie tych wskaźników oparto na założeniu, że układem odniesienia są przeglądy planowane,

rozłożone rytmicznie w okresie miesięcznym. Wskaźniki powinny dawać obraz przesunięcia terminów przeglądów wykonanych w stosunku do terminów planowanych. Jeśli np. w danym okresie przeprowadzono 8 przeglądów i jeśli oznaczy się przez: a, b, c — wcześniejsze rozpoczęcie w godzinach,

i, k — opóźnione rozpoczęcie w godzinach,

g, h — wcześniejsze zakończenie w godzinach,

e, f — opóźnione zakończenie w godzinach,

to nieterminowe wykonawstwo można określić za pomocą:

a) wskaźników częstotliwości nieterminowego rozpoczęcia i kończenia przeglądów:

1) wskaźnika wcześniejszego rozpoczęcia (a, b, c) $\frac{3}{8} \cdot 100 = 37\%$

2) wskaźnika opóźnionego rozpoczęcia (i, k) $\frac{2}{8} \cdot 100 = 25\%$

3) wskaźnika wcześniejszego zakończenia (g, h) $\frac{2}{8} \cdot 100 = 25\%$

4) wskaźnika opóźnionego zakończenia (e, f) $\frac{2}{8} \cdot 100 = 25\%$

pokazujących, ile przeglądów i napraw zostało rozpoczętych i zakończonych niezgodnie z planowanym terminem — w stosunku do ilości zaplanowanych w danym okresie przeglądów;

b) wskaźników przesunięcia okresów przestojów, wyrażonych w godzinach na przegląd:

1) wskaźnika wcześniejszego rozpoczęcia $\frac{a+b+c}{8}$ [godz/przegląd]

2) wskaźnika opóźnionego rozpoczęcia $\frac{i+k}{8}$ [godz/przegląd]

3) wskaźnika wcześniejszego zakończenia $\frac{g+h}{8}$ [godz/przegląd]

4) wskaźnika opóźnionego zakończenia $\frac{e+f}{8}$ [godz/przegląd]

Wskaźnik przesunięcia oblicza się metodą wartości medialnych. Obliczanie ich jako średniej arytmetycznej lub innego rodzaju średniej może dać fałszywy obraz, co ilustruje następujący przykład: jeśli w danym miesiącu opóźnionych przeglądów np. po 50 godzinach lotu było 10, w tym jedno opóźnienie 48-godzinne, 8 dwugodzinnych i jedno jednogodzinne, to ustawiając te opóźnienia w szeregi rozdzielcze widać, że średnie opóźnienie (medialne) po odrzuceniu wartości skrajnych, nietypowych, wyniosło 2 godziny. Natomiast obliczając średnią arytmetyczną, otrzymuje się średnie opóźnienie 5,7 godz na przegląd. W przedsiębiorstwach transportu lotniczego — wykonujących duże ilości lotów w ściśle określonych godzinach — opóźnienie podstawienia samolotu o 2 godziny może być jeszcze dopuszczalne, jeśli zaplanowano rezerwę czasu między zakończeniem przeglądu a odlotem na trasę. Opóźnienie sześciogodzinne

musi spowodować odwołanie lotu. Wyselekcjonowanie opóźnień typowych można przeprowadzić drogą obliczeń (przy b. dokładnych obliczeniach) lub na podstawie szybkiej oceny wzrokowej, układając opóźnienia w szeregi rozdzielcze.

W pewnych przypadkach, dla uproszczenia obliczeń, można określać jedynie wskaźniki nieterminowego zakończenia przeglądów $\frac{(g+h+e+f)}{8}$ [godz/przegląd].

Aby zdać sobie sprawę z tego, w jakim stopniu przeglądy awaryjne nieplanowe, dezorganizują rytmiczność obsługi, należy obliczać również wskaźniki przestojów awaryjnych:

1) wskaźnik ilości przeglądów awaryjnych w stosunku do ilości przeglądów planowanych, wyrażony w %,

2) wskaźnik łącznego czasu przestojów awaryjnych w stosunku do łącznego czasu przestojów planowanych, wyrażony w %. Do obliczenia powyższych wskaźników nieodzowna jest ścisła rejestracja przestoju samolotów z powodu awarii i usterek.

W jednym z przedsiębiorstw lotniczych w Polsce przeanalizowano terminowość przeglądów i stwierdzono, że:

1) ilość opóźnionych przeglądów wahała się w poszczególnych miesiącach od 40 do 80% ilości przeglądów planowanych, przy czym średnie opóźnienie wynosiło od 10 do 20 godzin na przegląd; ilość przyspieszonych przeglądów wahała się od 10 do 50%, przy czym średnie przyspieszenie wynosiło od 5 do 15 godzin na przegląd;

2) największa nieterminowość przeglądów występowała w miesiącach jesiennych (październik, listopad) i zimowych (styczeń, luty);

3) w miesiącach o dużym nasileniu przeglądów nie planowanych awaryjnych, występowała również największa nieterminowość przeglądów planowanych ze względu na spiętrzenie prac.

Jakie mogą być przyczyny nierytmicznej obsługi technicznej samolotów i środki zaradcze? Analizując miesięczne plany wykorzystania zdolności produkcyjnych oddziałów obsługujących samoloty w danym przedsiębiorstwie, można niejednokrotnie stwierdzić, że — po pierwsze — nierytmiczność przeglądów wynika już z samego planowania eksploatacji. Decydujący wpływ mają tu umiejętności dobierania samolotów do lotów i podstawiania ich na przeglądy. Jeśli komórka planowania nie oblicza obciążenia dziennego oddziałów obsługujących w roboczo-godzinach, to nie może ona mieć rozeznania, co do pracochłonności zaplanowanych zadań. Spiętrzenie przeglądów ponad możliwości produkcyjne oddziałów obsługujących powoduje automatyczne przedłużenie przestojów samolotów, co widać wyraźnie po zestawieniu miesięcznych planów wykorzystania mocy produkcyjnej oddziałów obsługujących z tygodniowymi harmonogramami przeglądów i napraw.

Drugą i zazwyczaj najważniejszą przyczyną nierytmiczności przeglądów

są niedociągnięcia natury organizacyjnej i wykonawczej. Mogą do nich należeć:

— brak koordynacji prac różnych specjalistów w trakcie przeglądu na danym samolocie,

— brak harmonogramów prac dla poszczególnych przeglądów,

— niedostateczna współpraca komórek obsługujących,

— spory między wykonawcami a kontrolą techniczną co do usuwania usterek, wskutek braku czynnika arbitrażowego.

Trzecią przyczyną mogą być uszkodzenia sprzętu. Wykrycie w czasie przeglądu (szczególnie wyższego rzędu) poważnych usterek i pracochłonne ich usuwanie powoduje nieraz dwu-, trzykrotne wydłużenie czasu przestoju. Szczególnie dezorganizująca jest konieczność usuwania awarii i usterek w okresach międzyprzeglądowych. Wypracowanie metod zapobiegania usterek, sprawniejsze ich wykrywanie i szybsze usuwanie może polepszyć terminowość przeglądów. Pewną rolę odgrywa stałe podnoszenie kwalifikacji kontrolerów i ustalenie listy dopuszczalnych usterek. Najbardziej jednak radykalnym sposobem zmniejszenia ilości uszkodzeń jest ścisła współpraca między producentem i użytkownikiem w zakresie ulepszania sprzętu i właściwa obsługa techniczna.

Czwartą przyczyną może być brak części zamiennych. Szczególnie dotkliwy jest brak części i agregatów ulegających częstym uszkodzeniom i mających małą trwałość oraz brak niektórych drobnych części wyposażenia samolotu. W niektórych przypadkach ratuje się sytuację przez przenoszenie brakujących agregatów z innego samolotu, co jednak przedłuża czas przestoju, zwiększa pracochłonność przeglądu i stwarza możliwości uszkodzenia przenoszonego agregatu. Dodatkową trudność przy braku części zamiennych powodują różnice konstrukcyjne samolotów tego samego typu i brak zamienności części. Jeśli z oddziałami obsługującymi współpracują w obrębie danego przedsiębiorstwa komórki naprawiające ten sam sprzęt, ogromnego znaczenia nabiera terminowe dostarczanie zespołów i części remontowanych. Właściwa koordynacja dostaw uzależniona jest od prawidłowej pracy planowania operatywnego, międzyoddziałowego.

Wreszcie na nieoddawanie w terminie samolotów ma wpływ pogoda (uniemożliwiająca oblot lub kompensację), brak personelu latającego oraz nieterminowe podstawianie samolotów do przeglądu, co z kolei odbija się na ukończeniu czynności okresowych.

Znaczenie rytmiczności obsługi technicznej zależy od rodzaju przedsiębiorstwa lotniczego. Największej wagi nabiera ona w lotnictwie komunikacyjnym, gdzie nieterminowe kończenie przeglądów i opóźnienie lub odwołanie rejsów powoduje utratę potencjalnych pasażerów, dodatkowe koszty utrzymania pasażerów linii zagranicznych i dodatkowe koszty w postaci godzin nadliczbowych dla załogi oddziałów obsługujących.

NOWE SAMOLOTY TURYSTYCZNE FIRMY MOONEY

W oparciu o znane z dobrych właściwości aerodynamicznych samoloty turystyczne Mooney Mk. 21 i Super 21 opracowano wersje Executive 21 i „Mustang”, które stanowią obecnie podstawę produkcji teksaskiej firmy Mooney Aircraft Incorp.

Całkowicie metalowy dolnopłatewiec Executive 21 (rys. 1) różni się od samolotu Super 21 przedłużonym o 1 m kadłubem i zwiększonym o 11% udźwigniem. Przedłużenie kadłuba pozwoliło na powiększenie czteromiejscowej kabiny, która ma obecnie trzy zamiast dwóch okien po każdej stronie kadłuba. Powiększony został również znajdujący się za kabiną bagażnik.

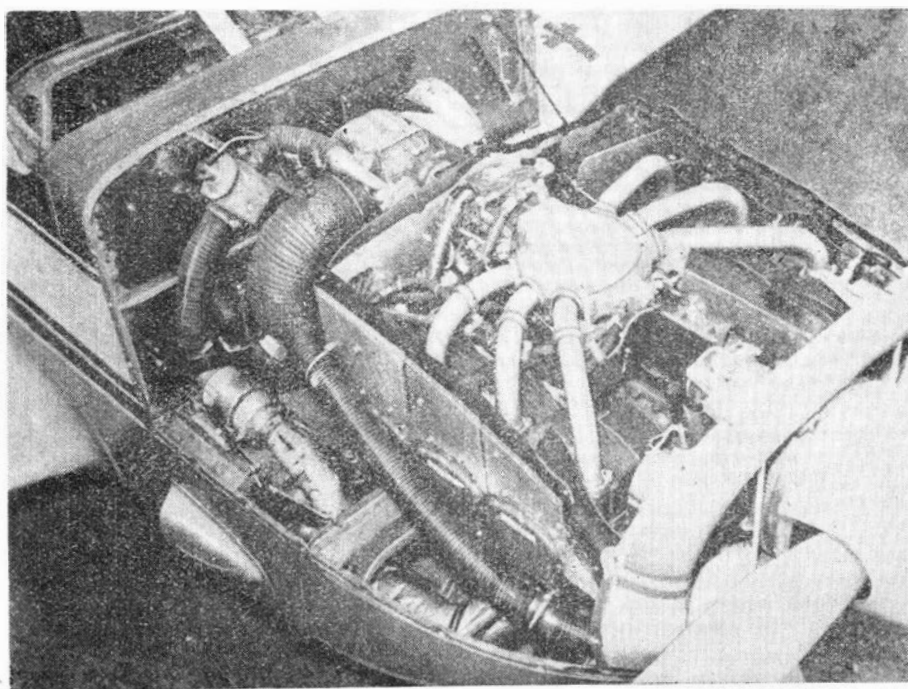
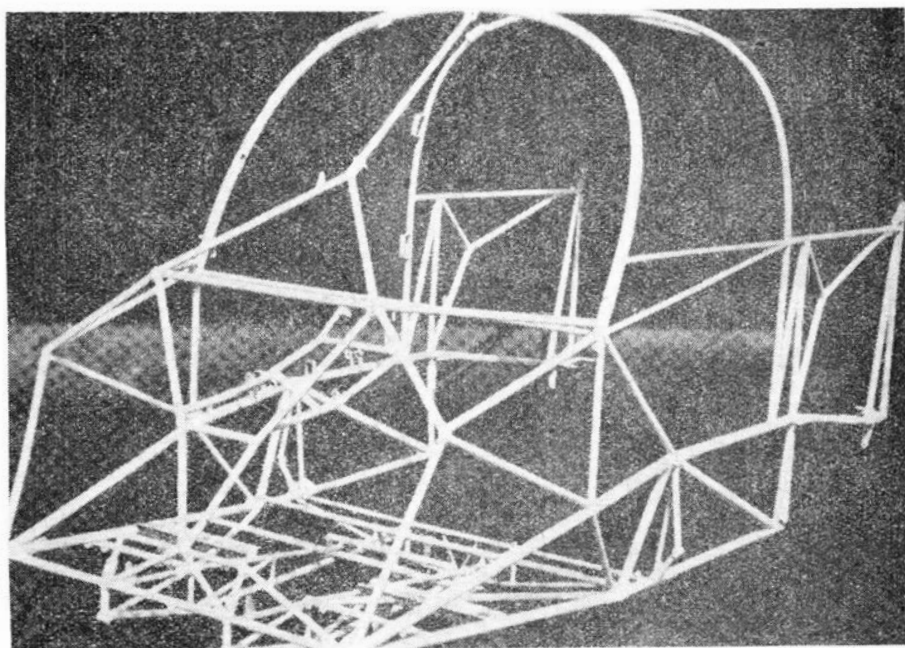
W celu zwiększenia bezpieczeństwa pasażerów skorupowa konstrukcja kadłuba została wzmocniona kratownicą z rurek stalowych (rys. 2). Zwiększa ona wytrzymałość kadłuba, co jest szczególnie ważne przy twardych lądowaniach lub w przypadku rozbicia samolotu przy lądowaniu. Kratownica taka jest charakterystyczną cechą samolotów Mooney.

Podwozie o prostej konstrukcji jest chowane i wypuszczane za pomocą silowników elektrycznych, przy czym chowanie trwa 3 sek, a wypuszczanie — 2 sek. Po zdławieniu silnika urządzenia sygnalizacyjne (optyczne i akustyczne) przypominają pilotowi o konieczności wypuszczenia podwozia. W razie potrzeby podwozie może być wypuszczone ręcznie.

Do normalnego wyposażenia samolotu Executive 21 należy wprowadzony przez firmę Mooney tzw. Positive Control System, który zwiększa stateczność samolotu względem osi podłużnej i pionowej, oraz koordynator zakrętu (Turn Coordinator). Na tablicy pokładowej jest dosyć miejsca na zabudowę dodatkowych urządzeń nawigacyjnych. Sterownice są podwójne.

Silnik Lycoming O-360-A1A o mocy 200 KM jest zaopatrzony w sprężarkę i instalację wtrysku paliwa oraz w specjalne, bliżej nie określone urządzenie zwiększania mocy przez wykorzystanie dynamicznego ciśnienia powietrza, dające na większych wysokościach dodatkowo 10--12 KM.

Pod względem osiągnięć samolotów Executive 21 odpowiada w przybliżeniu samolotowi Super 21: prędkość przelotowa na 75% mocy maksymalnej wynosi ponad 300 km/h, pułap praktyczny jest cokolwiek mniejszy — 5460 m w porównaniu do 5950 m samolotu Super 21; większy jest natomiast zasięg — z zapasem 240 l paliwa (w integralnych zbiornikach skrzydłowych) na wysokości 3000 m wynosi on 2250 km (bez uwzględnienia zużycia paliwa przy wznoszeniu i bez pozostawienia rezerwy paliwa).



Samolot „Mustang” jest pierwszym jednosilnikowym samolotem turystycznym z ciśnieniową kabiną. Ciśnieniowa kabina pozwala na dokonywanie dłuższych przelotów na dużych wysokościach — ponad strefą złej pogody. Powietrze do kabiny dostarcza turbosprężarka sześciocylinrowego silnika wysokościowego Lycoming TIO-S41-A1A (rys. 3) o mocy 310 KM. Pełne ciśnienie w kabini można utrzymać poczynając od 25% maksymalnej mocy silnika. Na wysokości 6000 m w kabini panuje ciśnienie odpowiadające wysokości 2400 m, a na wysokości 7200 m — ciśnienie odpowiadające wysokości 3300 m.

Przy największej spośród wszystkich samolotów firmy Mooney mocy silnika samolot „Mustang” wykazuje również największe obciążenie powierzchni nośnej, wynoszące 107 kG/m².

Rozpiętość [m]	10,66	10,66
Długość [m]	8,08	8,19
Wysokość [m]	2,55	2,83
Powierzchnia skrzydłowa [m ²]	15,50	15,50
Ciężar własny [kG]	730	1080
Udźwig [kG]	510	590
Ciężar całkowity [kG]	1240	1670
Obciążenie powierzchni nośnej [kG/m ²]	80,0	107,7
Prędkość maksymalna [km/h]	315	404
Prędkość przelotowa [km/h]	300	368
Prędkość wznoszenia [m/sek]	5,50	5,70
Pułap praktyczny [m]	5460	7200
Zasięg [km]	ok. 2000	1525
Długość startu na wys. 15 m [m]	415	620
Rozbieg [m]	264	340
Długość lądowania z wys. 15 m [m]	535	465

W.K.

BLIŻSZE SZCZEGÓŁY NA TEMAT AUTOBUSU POWIETRZNEGO LOCKHEED CL-1011

Istnieje duże prawdopodobieństwo, że amerykański autobus powietrzny na krótkie i średnie trasy Lockheed CL-1011 (patrz TLiA 9/67) zostanie wyposażony nie w dwa lecz w trzy silniki, ponieważ większość linii lotniczych opowiada się za takim rozwiązaniem. Rozważa się możliwości zastosowania silników Pratt and Whitney JT18D o ciągu 15 000 kG, Rolls-Royce RB. 207 i General Electric GECF-6 lub silników Pratt and Whitney i Rolls-Royce o ciągu 20 000—22 000 kG w przypadku układu dwusilnikowego. Poza tym przeprowadza się badania mające na celu wybór najkorzystniejszego kształtu kadłuba. Projektanci dają pierwszeństwo kadłubowi o kształcie cygara z przekrojem kołowym o średnicy 5,97 m, jakkolwiek bierze się pod uwagę również rozwiązania kadłubów samolotów Boeing 707 i 747.

Długość samolotu CL-1011 ma wynosić 49 m, rozpiętość 44,7 m, skos skrzydła 32°. Skrzydło będzie umieszczone bezpośrednio pod linią środkową kadłuba, co ma na celu uniknięcie konieczności stosowania zbyt wysokiego podwozia w związku z zabudową pod skrzydłem silników o dużej średnicy (trzeci silnik byłby zabudowany w ogonowej części kadłuba).

Ciężar całkowity samolotu będzie wynosił 136 000 kG, liczba pasażerów — 250 (w dwóch klasach), zasięg — 3300 km (późniejsze wersje mają mieć zasięg kontynentalny).

Według oceny firmy Lockheed bezpośrednie koszty jednostkowe samolotu CL-1011 będą mniejsze od kosztów samolotów Douglas DC-8 serii 69 i samolotu Boeing 747.

W.K.

PROJEKT BUDOWY JAPOŃSKIEGO NADDŹWIĘKOWEGO SAMOLOTU TRENINGOWEGO

Niedawno sztab japońskiego lotnictwa rozpoczął wspólnie z lotniczym instytutem badawczym opracowywanie założeń do projektu naddźwiękowego samolotu treningowego T-X. W końcu maja — po przedłożeniu założeń ministerstwu obrony — miały być zawarte pierwsze umowy na projekt samolotu.

Przewiduje się, że nowy japoński samolot treningowy będzie rozwijał na wysokości 11 000 m prędkość $Ma = 1,7$. Poza tym ma on być tak zaprojektowany, aby nadawał się do wykonywania różnorodnych zadań. Koszty rozwoju samolotu szacuje się na 16 700 000 dol. Prowizoryczny program zakłada rozpoczęcie wstępnych prac projektowych i związanych z nimi badań jeszcze w bieżącym roku budżetowym. Faza ta łącznie z badaniami aerodynamicznymi ma być zakończona w ostatnich miesiącach 1969 r. W tym czasie będą również wykonane makiety i urządzenia pro-

dukcyjne. Budowę czterech prototypów rozpocznie się w pierwszej połowie 1970 r., próby w locie dwóch pierwszych prototypów — w lipcu lub sierpniu 1971 r.; dwa następne prototypy będą służyć do prób naziemnych.

Należy przypomnieć, że japońska wytwórnia silników Ishikawajima rozwija silnik dwuprzepływowy, który prawdopodobnie można będzie zastosować do napędu nowego samolotu.

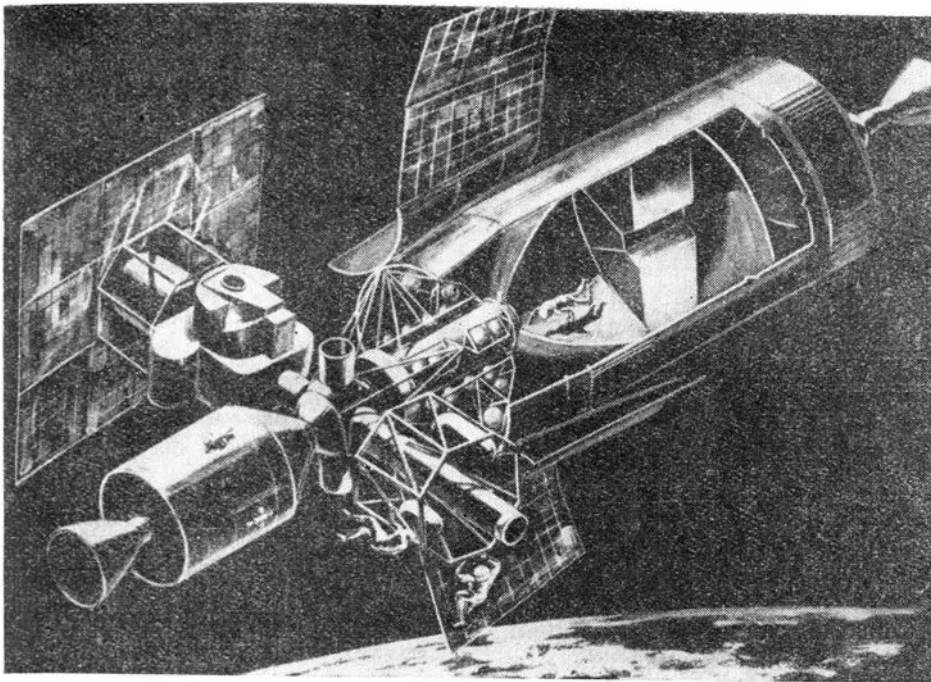
Do czasu uruchomienia produkcji własnego naddźwiękowego samolotu treningowego Japonia zamierza zakupić za granicą ok. 35 samolotów tego typu (wybór padnie prawdopodobnie na samolot Northrop T-38 „Talon”) lub uruchomić ich produkcję na podstawie licencji, przy czym w tym ostatnim przypadku liczba zakupionych samolotów zostałaby ograniczona do 20.

W.K.

DODATKOWE ZASTOSOWANIA KABINY „APOLLO”

Amerykański urząd do spraw lotnictwa i przestrzeni kosmicznej NASA powziął decyzję, że kabina „Apollo”, której rozwój pochłonął poważne środki finansowe, nie będzie służyć wyłącznie do lotów na Księżyc, lecz wykorzystana zostanie również do innych zadań kosmicznych. W związku z tym opracowano oddzielny program, tzw. „Apollo Applications-Program”, rozwijany częściowo równoległe z właściwym programem „Apollo” i obejmujący zarówno zadania użytkowe, jak i zadania mające na celu sprawdzenie zdolności człowieka wykonywania prac badawczych w kosmosie oraz zadania stwarzające podstawy przyszłych międzyplanetarnych lotów załogowych.

Obecnie w ramach tego programu prowadzi się różnego rodzaju studia, opracowuje projekty zadań i rozdziała zlecenia. Jako rakiety nośne mają być zastosowane początkowo rakiety „Upated Saturn” 1, a następnie — „Saturn” 5. Sama kabina „Apollo” będzie wymagać pewnych przeróbek. Firma General Dynamics/Convair otrzymała zlecenie opracowania nowej grupy przyrządowej. Będzie ona dostępna z wnętrza grupy sterowniczej i będzie zawierać urządzenia sterowania połączeniem, urządzenia klimatyzacyjne oraz urządzenia do zabezpieczenia na okres jednego roku warunków pracy 9-osobowej załogi małej stacji kosmicznej. Poza tym grupa sterownicza będzie tak przekonstruowana, aby w krótkich lotach wahadłowych lub zaopatrzeniowych mogła pomieścić sześciu astronautów lub większe ilości materiałów. Kabina zostanie przystosowana do lądowania na twardym gruncie, w związku z czym ma być wyposażona w specjalny, eliminujący wpływ wiatru spadochron oraz w rakiety hamujące, uruchamiane bezpośrednio nad ziemią.



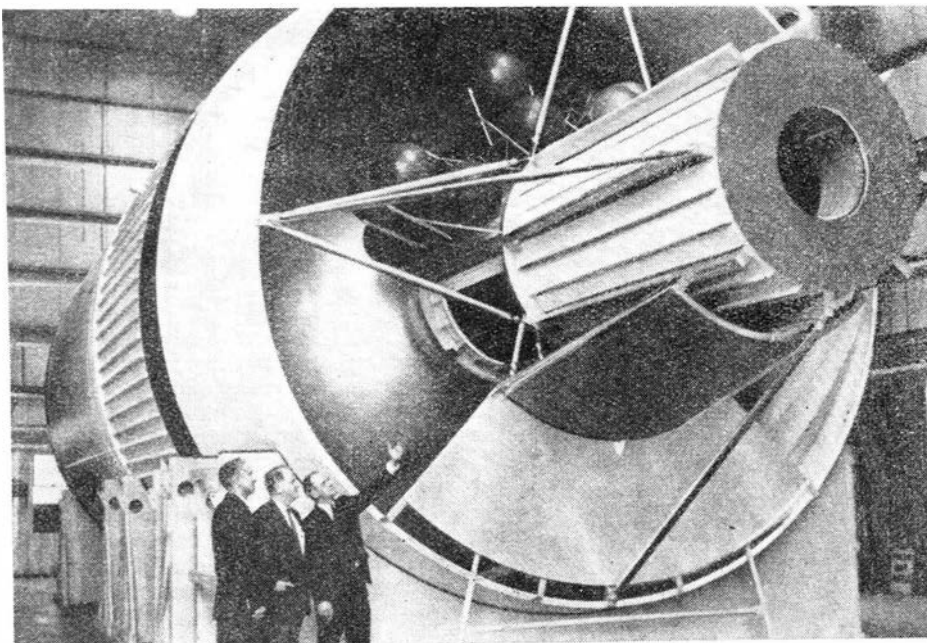
Rys. 1

Tak zmodyfikowana kabina „Apollo” będzie stanowić część laboratorium kosmicznego (rys. 1), które jest opracowywane w Marshall Space Flight Center. Poza kabiną „Apollo” zasadniczym elementem tego laboratorium — stacji kosmicznej będzie stopień S-4B rakiety „Saturn”. Stopień S-4B nie wymaga większych przeróbek poza wykonaniem specjalnej „śluzi” (opracowywanej przez firmę McDonnell), która będzie umieszczona z przodu stopnia i będzie służyć do połączenia z kabiną „Apollo”. Zbudowano już makietę stopnia S-4B w wersji laboratorium kosmicznego (rys. 2), służącą do studiów technicznych i antropotechnicznych. Właściwe pomieszczenie laboratoryjne — opróżniony zbiornik ciekłego wodoru — ma objętość 283 m³ i atmosferę składającą się z dwóch gazów. Jak już wspomniano, stopień S-4B będzie połączony z kabiną „Apollo” „śluzą” (o średnicy 1,65 m), która będzie wyposażona w źródła

prądu, urządzenia klimatyzacyjne i urządzenia do wytwarzania sztucznej atmosfery w pomieszczeniu laboratoryjnym; na zewnątrz śluzi umieści się zbiorniki z ciekłym tlenem, z ciekłym wodorem i z helem, pojemniki z żywnością oraz urządzenia i przyrządy potrzebne do wykonania przewidzianych doświadczeń. Przez klapę w „śluzie” astronauta będą mogli wychodzić na zewnątrz bez konieczności rozhermetyzowywania laboratorium lub kabiny. Do połączenia wszystkich elementów stacji kosmicznej w jedną całość służy cylindryczny adapter o średnicy 3 m i długości 3,35 m. Pozwala on na połączenie ze sobą pięciu elementów. Montaż stacji na orbicie okołoziemskiej ma trwać 3 do 4 dni.

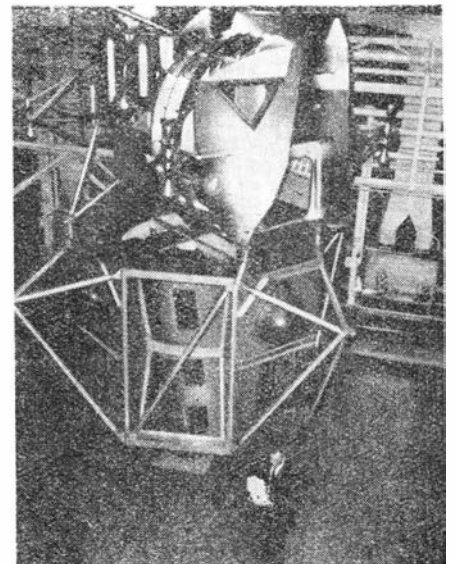
Program prac wykonywanych w laboratorium kosmicznym obejmuje m.in. próby spawania metali, badanie działania wymienników ciepła w stanie nieważkości, badanie możli-

Rys. 2



wości długotrwałego pobytu w opróżnionym zbiorniku paliwowym i próby indywidualnych napędów dla astronautów.

Zasadniczym elementem zadań laboratorium kosmicznego będą również obserwacje astronomiczne przeprowadzane za pomocą teleskopu o średnicy 2 m i długości 3,8 m. Całe obserwatorium (rys. 3) składa się z rusztowania nośnego, stabilizowanej platformy, na której są umieszczone przyrządy wymagające dokładnego ustawienia, oraz z górnej, startowej części pojazdu LEM. Na rusztowaniu nośnym znajdują się giroskopy i zawieszony na przegubach kardana teleskop. Do zgrubnego ustawienia teleskopu służy układ sterowania pojazdu LEM, natomiast ustawianie dokładne odbywa się za pomocą obrotu teleskopu względem poszczególnych osi. Obserwatorium astronomiczne jest widoczne po lewej stronie rys. 1, między kabiną „Apollo” a stopniem S-4B. Teleskop znajduje się obecnie w budowie, a jego zastosowanie przewidziane jest na początek 1969 r.



Rys. 3

W budowie znajduje się również urządzenie kartograficzne oraz urządzenia służące do badań geologicznych, meteorologicznych, biologicznych i biomedycznych.

Do zmontowania na orbicie okołoziemskiej tej pierwszej stacji kosmicznej zostaną zastosowane cztery rakiety „Uprated Saturn” 1. Pierwsza z nich umieści na orbicie odległej od Ziemi o 510 km kabinę „Apollo” z astronautami i urządzenie kartograficzne; po upływie 4—5 dni druga rakieta wyniesie na podobną orbitę stopień S-4B ze „śluzą” i adapterem w celu połączenia z kabiną. Astronauci będą przebywać przez 28 dni w laboratorium, a następnie w części sterowniczej kabiny powrócą na Ziemię. W drugiej części zadania trzecia rakieta umieści na orbicie kabinę „Apollo” z załogą, a następnego dnia czwarta rakieta wystartuje z obserwatorium astronomicznym. Po połączeniu kabiny z obserwatorium przeprowadzi się manewr spotkaniowy z laboratorium kosmicznym. Załoga powróci na Zie-

mię dopiero po 56 dniach pobytu w laboratorium, natomiast stacja kosmiczna pozostanie na orbicie i będzie służyć jako pomieszczenie robocze następnym astronautom zaopatrzoną w nowe urządzenia badawcze. Najdłuższy pobyt astronautów na orbicie będzie trwał rok. W późniejszym okresie stacje kosmiczne będą umieszczane, przy użyciu rakiet „Saturn” 5, na wyższych orbitach, np. synchronicznych, i na orbicie Księżyca.

Kabina „Apollo” ma być również zastosowana — po odpowiednich modyfikacjach — jako baza w czasie dwutygodniowego pobytu astronautów na Księżycu, na którym zostanie równocześnie umieszczona automatyczna stacja badawcza z teleskopem o średnicy 30,5 cm, zminiaturyzowanymi sejsmografami, miernika-

mi promieniowania, detektorami me-teorytów oraz przyrządami do pomiaru kierunku i siły wiatrów słonecznych.

Zastosowanie kabiny „Apollo” jako elementu stacji kosmicznych pozwoli zebrać doświadczenia umożliwiające użycie jej — ok. 1975 r. — do załogowych lotów okrężnych (bez lądowania) na Marsa i Wenus. Projektowany statek międzyplanetarny będzie się składał ze zmodyfikowanej grupy sterowniczej i przyrządowej kabiny „Apollo” oraz z części przerobionej z adaptera statku „Apollo” i mieszczącej w dwóch przedziałach urządzenia sterujące i nawigacyjne, źródła energii, urządzenia do wytwarzania sztucznej atmosfery, dwuosobową wirówkę, laboratorium, urządzenia sanitarne, lekarstwa, żywność i urządzenia do

jej przyrządzenia oraz zbiorniki z gazami. Część sterownicza będzie mogła pomieścić sześć osób; zastosowanie materiałów ablacyjnych umożliwi wejście jej w atmosferę ziemską z prędkością 1680 m/sek.

Lot z okążeniem planety Wenus będzie wykonany przez bezpośrednie wystrzelenie statku za pomocą rakiety „Saturn” 5, natomiast podobny lot w kierunku Marsa będzie zrealizowany w sposób pośredni przy użyciu dwóch rakiet „Saturn” 5: jedna rakieta wyniesie na orbitę okołoziemską stopień S-II, a druga — statek międzyplanetarny z załogą. Po połączeniu statku ze stopniem S-II rozpocznie się lot w kierunku Marsa. Taka technika przeprowadzenia zadania umożliwi okążenie Marsa przez statek o ciężarze 180 000 kg. W.K.

TRZECIA GENERACJA SILNIKÓW NOŚNYCH

Firma Rolls-Royce ma już 15-letnie doświadczenie w budowie silników nośnych. Jak wiadomo, pierwszym silnikiem nośnym Rolls-Royce był silnik RB. 108 o ciągu 1400 kG i stosunku ciągu do ciężaru 8,7 : 1, zaliczany obecnie do pierwszej generacji silników nośnych. Do drugiej generacji należy silnik RB. 162

o stosunku ciągu do ciężaru 16 : 1. Jego nowe wersje o ciągu 2400 kG są produkowane w ramach porozumienia między rządami Anglii, Francji i NRF. Ciąg silników RB. 162 ma być zwiększony do 3000 kG. Ostatnio na zlecenie rządu angielskiego i amerykańskiego firma Rolls-Royce wspólnie z Allison Division firmy

General Motors Corp. rozwija silnik nośny trzeciej generacji, którego stosunek ciągu do ciężaru będzie wynosił 20 : 1, a ciąg 4100 kG.

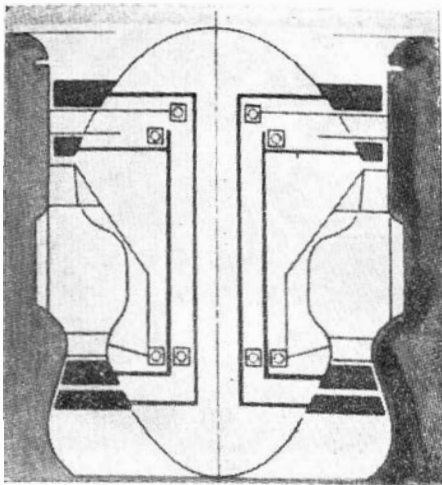
Ośrodek rozwojowy firmy Rolls-Royce już dosyć dawno rozpoczął studia nad nowymi rozwiązaniami technicznymi dla trzeciej generacji silników nośnych, które mogłyby sprostać europejskim i amerykańskim wymaganiom w tej dziedzinie i wyrzucić w ten sposób decydujący wpływ na przyszły rozwój samolotów wojskowych i cywilnych. Prace te nabrały większego rozmachu po zawarciu porozumienia z wytwórnią Allison. Mimo że w Anglii zaniechano na razie realizacji nowych projektów samolotów pionowego startu, program silników nośnych korzysta z finansowej pomocy państwa z uwagi na przyszłe możliwości eksportowe. Prace nad silnikiem trzeciej generacji są już daleko zaawansowane — próby stoiskowe miały się rozpocząć w połowie 1967 r.

Najbardziej charakterystyczną cechą nowego silnika jest posunięta do maksimum zwartość konstrukcji. Z jednostki objętości będzie on dawał trzykrotnie większy ciąg niż silnik RB. 162. Będzie też miał większy spręż w celu zmniejszenia wymiarów i ciężaru kanałów upustowych. Jak widać z rys. 2, silnik jest dwuwałowy: ma jednostopniową sprężarkę niskiego ciśnienia napędzaną jednostopniową turbiną niskiego ciśnienia i jednostopniową sprężarkę wysokiego ciśnienia napędzaną jednostopniową turbiną wysokiego ciśnienia. Układ zasilania (pompa paliwowa) ma być umieszczony wewnątrz silnika, w przedniej części sprężarki. Zamierza się zastosować, o ile nie spowoduje to nadmiernych zaburzeń rozkładu ciśnienia i temperatury za turbiną i strat ciągu, wielorurowe dysze wylotowe, które szybko mieszają gazy z powietrzem zmniejszając w ten sposób erozję nawierzchni lądowiska i hałas.

Podobnie jak w silniku RB. 162 stosuje się w silniku trzeciej generacji na szeroką skalę tworzywa sztuczne. Jak wiadomo, do budowy sprężarki silnika RB. 162 zastosowano włókno szklane z żywicą epo-

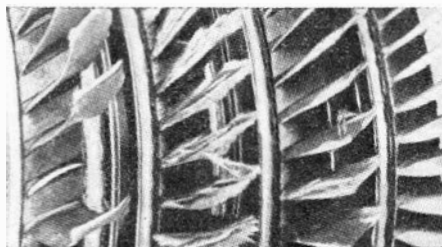
Rys. 1





Rys. 2

ksydową jako lepiszczem. Taka postać materiału ma ciężar właściwy równy ciężarowi właściwemu magnezu, dużą wytrzymałość, duże tłumienie wewnętrzne i małe koszty produkcji. 40% silnika RB. 162 jest wykonane z tworzywa sztucznego, lecz koszt wykonanych z niego części wynosi tylko 15% kosztu całości. Do części tych należą obie połówki obudowy sprężarki (klejone ze sobą za pomocą taśmy, którą przy demontażu rozcina się), łopatki kierownicze i łopatki wirnikowe sprężarki, z wyjątkiem łopatek wirnikowych pierwszego stopnia wykonanych ze stopu aluminiowego. Dużą zaletą łopatek z tworzywa sztucznego jest sposób, w jaki ulegają one uszkodzeniu wskutek uderzenia: zamiast łamać się u podstawy rozwarstwiają się i stopniowo łupią się na drobne włókniste cząstki (rys. 3). Łopatki te wykazują również dużą odporność na erozję. Należy przypuszczać, że na tarczy turbin nowego silnika zastosuje się, na wzór silnika RB.162, stop tytanu, a łopatki kierownicze turbiny wysokiego ciśnienia, chłodzone powietrzem, będą odlewane metodą pozwalającą na utrzymanie grubości ścianek w granicach od 0,6 do 0,9 mm. Łopatki takie zastosowano już w silniku RB. 162. Silniki trzeciej generacji umożliwią zwiększenie promienia działania samolotów myśliwsko-bombowych z 460 km do ponad 650 km. Silniki te będą poza tym stosowane jako silniki wspomagające w samolotach konwencjonalnych w celu polepszenia



Rys. 3

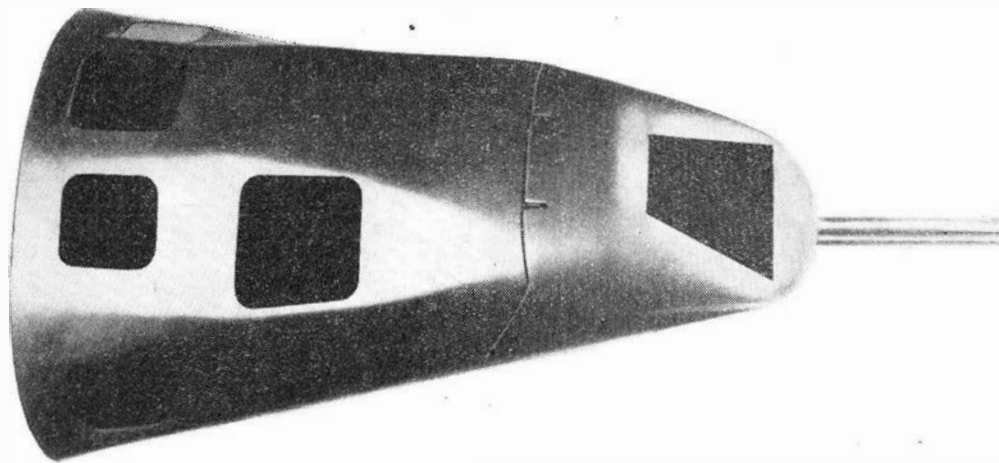
warunków startu i lądowania, jako wytwornice gazu do napędu wentylatorów nośnych w przypadku konieczności ograniczenia poziomu hałasu i jako wytwornice do napędu wirników śmigłowców.

W.K.

WYPOSAŻENIE ROZPOZNAWCZE UMIESZCZONE W ODEJMOWANEJ CZĘŚCI NOSOWEJ SAMOLOTU

W celu szybkiego przystosowania samolotu Northrop F-5A do zadań taktycznego rozpoznania, opracowano odejmowaną część nosową kadłuba samolotu, którą zaopatrzone

uchwyty do mocowania w różnych kombinacjach kamer pionowych i skośnych. Niezależnie od tego samolot jest wyposażony w działka o kalibrze 20 mm, dzięki czemu w dal-



w pełne wyposażenie do rozpoznania fotograficznego. Część nosowa kadłuba ma siedem okien i wewnętrzne

szym ciągu może działać jako nad-dźwiękowy, taktyczny samolot myśliwski.

W.K.

OGRANICZNIK PRĘDKOŚCI OBROTOWEJ DLA SILNIKÓW TURBINOWYCH

Angielska firma Smiths opracowała dla silników turbinowych nowy typ ogranicznika prędkości obrotowej turbiny napędowej, który ma zabezpieczać turbinę przed rozbieganiem w przypadku np. urwania się wału napędowego. Nowy ogranicznik, o ciężarze 2,7 kg, działa w sposób zupełnie niezależny i w przypadku przekroczenia przez turbinę określonej prędkości obrotowej odcina w ciągu 35 msek dopływ paliwa do komory spalania. Ogranicznik jest typu elektronicznego i jest zasilany z oddzielnej integralnej prądniczki, która równocześnie dostarcza impulsów do pomiaru prędkości obrotowej turbiny napędowej. Urządzenie może pracować w zakresie temperatur od -54°C do $+125^{\circ}\text{C}$.

W.K.

FABRYKATY ZE STOPÓW TYTANU O DUŻEJ DOKŁADNOŚCI WYMIAROWEJ

Firma Titanium Metals Corp. of America wspólnie z firmą Bethlehem Steel Corp. uruchomiła produkcję ulepszanych płyt o wymiarach $6,35 \times 2130 \times 15300$ mm z wysoko-wytrzymałego stopu tytanowego Ti-6Al-4V. Przy użyciu nowoczesnych urządzeń walcowniczych i urządzeń do obróbki cieplnej, zainstalowanych w nowym zakładzie firmy Bethlehem Steel Corp. w Burns Harbor, hutnictwo amerykańskie może obecnie zaspokoić coraz bardziej rosnące zapotrzebowanie przemysłu lotnicze-

go i astronautycznego na cienkie płyty ze stopów tytanu o dużej wytrzymałości. Badania przeprowadzone na pięciu płytach dostarczonych jednej z wytwórni płatówców wykazały, że ich stopień płaskości po obróbce cieplnej oraz własności mechaniczne (wytrzymałość na rozciąganie 112 kg/mm^2 , wydłużenie 6%) ściśle odpowiadają bardzo ostrym przepisom lotniczym.

Duże osiągnięcia w wytwarzaniu wyciskanych profiliów ze stopu Ti-6Al-4V i Ti-8Al-1Mo-1V ma wytwórnia Republic Aviation należąca do firmy Fairchild Hiller. Prace nad opracowaniem metody wyciskania stopów tytanu prowadzono na zlecenie USAF Materials Laboratory. Produkowane przez Republic Aviation teownikiki mają długość 6 m i wymiary poprzeczne $50,8 \times 25,4$ mm oraz grubość półek 1,52 mm i promienie przejść 2,38 mm. Gładkość powierzchni oraz tolerancje wymiarowe i ciężarowe teowników sprawiają, że ich obróbka mechaniczna jest zbędna. Podczas wyciskania utrzymuje się z dużą dokładnością temperaturę pręta tytanowego, a jego powierzchnię smaruje się rozpuszczonym szkłem, zapobiegając w ten sposób bezpośredniemu kontaktowi między materiałem a matrycą. Stwierdzono przy tym, że utrzymanie ciągłego filmu szklanego ma większe znaczenie w przypadku profiliów, które nie podlegają dalszej obróbce. Ważną rzeczą jest poza tym przestrzeganie odpowiedniej zależności między temperaturą materiału, ilością doprowadzanego ciekłego szkła i prędkością wyciskania.

W.K.

● Kolegium Ministerstwa Komunikacji — z udziałem ministra Lewińskiego i wicepremiera Jaroszewicza — omówiło wyniki pracy resortu. W pierwszym półroczu br. lotnicze przewozy pasażerskie w porównaniu z wynikami z ub. roku wzrosły o 35%. Ogółem w tym okresie samoloty „Lotu” przewiozły ponad 289 tys. pasażerów. Wzrost przewozów pasażerskich na liniach zagranicznych wyniósł 21%, a na krajowych — blisko 75%.

● Pomimo uzyskania dobrych wskaźników eksploatacyjnych PLL „LOT” w dalszym ciągu nie nadążają za postępowaniem w lotnictwie światowym. Taką ocenę dali przedsiębiorstwo posłowie z okazji omawiania w sejmowej Komisji Komunikacji i Łączności wykonania w 1966 r. planu i budżetu resortu komunikacji.

● Nasi szybownicy znowu odnieśli sukcesy w zawodach międzynarodowych.
— Henryk Muszyński (z Aeroklubu Ostrowskiego) lecąc na „Foce” został szybowcowym mistrzem Węgier podczas zawodów w Dunakeszi (drugą lokatę użył Węgier P. Saladay),
— K. Gorzkiewicz w czasie Szybowców Mistrzów Jugosławii w Vrsak — lecąc na szybowcu typu „Weihe” uplasował się na czwartym miejscu.

● 6 lipca br. padły dwa szybowcowe rekordy międzynarodowe — Adela Dankowska przeleciała na „Foce” trasę docelowo-powrotną długości 585 km Pawłowice—Leszno—Pawłowice. Dankowska pobiła rekord Angielki A. Burns,
— mistrz świata Jan Wróblewski przeleciał na „Bocianie” z pasażerem trasę 563 km: Bydgoszcz—Radom—Bydgoszcz. Wróblewski odebrał rekord Fr. Kępcze.

● Pilot P. Piłat z Aeroklubu Jeleniogórskiego zdobył ostatni warunek do dyamentowej odznaki szybowcowej, przelatując odcinek długości 526 km na trasie Jelenia Góra—Zamość.

● Spadochronowy kobiecy rekord międzynarodowy pobiła Z. Muszkiet z Aeroklubu Łódzkiego uzyskując w skoku na celność lądowania z wysokości 1000 m wynik 0,00 m.

● Dwa aerokluby terenowe obchodziły w tym roku 40-lecie istnienia:
— Aeroklub Krakowski uczcił jubileuszową rocznicę organizując XI Samolotowe Mistrzostwa Polski oraz atrakcyjne pokazy lotnicze,
— Aeroklub Śląski jako imprezy jubileuszowe zorganizował we wrześniu XII Spadochronowe Mistrzostwa Polski, start balonu „Katowice” oraz wielkie pokazy lotnicze.

● W Jeżowie Sudeckim odbyły się latem VII Jeżowskie Zawody Szybowcowe o Puchar „Skrzydlatej Polski”. W zawodach, które trwały dwa tygodnie, startowało 18 zawodników oraz dwóch poza konkursem. Rozegrano pięć konkurencji. Zwycięstwo i puchar zdobył pilot Aeroklubu Podhalańskiego, student Politechniki Warszawskiej — A. Furmański. W Aeroklubie tym równocześnie obchodzono jubileusz tysięcznego przewyższenia.

● W dniu 2 lipca br. otwarte zostało nowe połączenie lotnicze na trasie Kraków—Gdańsk—Kopenhaga. Lotniska w Krakowie i Gdańsku awansowały więc do roli portów międzynarodowej komunikacji lotniczej.

● W bieżącym roku na lotnisku krakowskim zainstalowano precyzyjny radar do lądowania (PAR) i radar do kontroli zbliżania (DECCA).

● Międzynarodowy Centralny Dworzec Lotniczy na Okęciu ma być przekazany do użytku w końcu przyszłego roku.

● Plany perspektywiczne związane z działalnością PLL „LOT” przewidują:
— zakup dalszej partii 8—10 samolotów AN-24,

— nabycie (w okresie lat 1968—70) ośmiu odrzutowych samolotów średniego zasięgu typu Tu-134 (72 miejsca, prędkość 800 km),

— zakontraktowanie dostawy (po 1970 r.) radzieckich odrzutowców dalekiego zasięgu typu Il-62 oraz Tu-154,

— otwarcie w 1968 r. linii do Kijowa i Leningradu,

● W Kielcach powstał oddział Polskiego Towarzystwa Astronautycznego, który liczy około 40 członków. Siedzibą oddziału PTA jest Wyższa Szkoła Inżynierska.

● W Zakładzie Badań Rakietowych i Satelitarnych PIHM w Krakowie budowana jest rakietą meteorologiczną pn. „Rasko”-2. Konstruktor rakiety dr Jacek Walczewski przewiduje jej wykorzystanie m.in. przy prowadzeniu doświadczeń nad tzw. sztuczną modyfikacją chmur, ich rozpraszaniem i sztucznym wywoływaniem opadów.

● W Katedrze Mechanizacji Rolnictwa Szkoły Głównej Gospodarstwa Wiejskiego prowadzone są prace nad budową prototypu poduszkiowca do celów rolniczych „Ursynów” M-6. Poduszkiowiec o wymiarach 5×3 m napędzany będzie dwoma silnikami (w tym jeden, od samochodu Wartburg, służy do wytwarzania poduszki powietrznej). Współautorem projektu jest mgr inż. Moldenhawer z Instytutu Lotnictwa. Prototyp poduszkiowca ma być gotowy w przyszłym roku.

● Na zakończenie tegorocznych Dni Lotnictwa, w dniu 9 września, na rondzie przy zbiegu ulic Wawelskiej i Żwirki i Wigury w Warszawie odbyła się uroczystość odsłonięcia zrekonstruowanego Pomnika Lotnika zniszczonego przez Niemców podczas wojny.

NOTATKI ZE ŚWIATA

■ Wśród Polaków znanych za granicą z wybitnej działalności technicznej wielu pracuje w dziedzinie lotnictwa i astronautyki:

— James Snarski z Chicago przez szereg lat pracował jako inżynier pokładowy amerykańskich linii lotniczych TWA. Snarski został ostatnio mianowany naczelnym inżynierem eksploatacji samolotów tego przedsiębiorstwa,

— Joseph R. Staniszewski przez 4 lata prowadził zespół inżynierski projektujący kamery i nadajniki telewizyjne wbudowane w amerykańskie pojazdy kosmiczne oraz instalacje TV satelitów meteorologicznych serii „Tiros”. Inż. Staniszewski otrzymał nominację na dyrektora technicznego zakładów radio-astronomii i telewizji kosmicznej koncernu Radio Corp. of America.

— inż. Joseph C. Nichols jest dyrektorem technicznym radia Narodów Zjednoczonych (radio to nadaje własne programy w 36 językach). Ostatnio w wywiadzie prasowym inż. Nichols zapowiedział, że ONZ wprowadzi na orbitę satelitę telekomunikacyjnego „Intelsat” 2, za pośrednictwem którego przekazywane będą programy radia ONZ, zaś za pomocą innego satelity nadawane będą programy telewizyjne,

— Jan M. Bartelski na ostatniej konferencji w Madrycie został wybrany na prezydenta Międzynarodowego Stowarzy-

szenia Pilotów (IFALPA). Bartelski — niegdyś pilot Dywizjonu 304 — należy do najbardziej znanych pilotów komunikacyjnych na świecie; od 20 lat pracuje w KLM.

■ Coraz powszechniej rozpatrywana jest możliwość stosowania sterowców dla celów transportu i montażu dużych urządzeń, do przenoszenia obiektów (np. pni drzewnych podczas trzebień puszcz) w przypadku braku lub nieopłacalności budowy dróg itp. Stateczność sterowców jest większa niż śmigłowców, a ich zastosowanie obniża koszty transportu o 33% — korzyści te sprawiły, że w USA zbudowano już 600 sterowców, zaś w Związku Radzieckim powołano do życia zespoły wprowadzające sterowce dla celów gospodarczych. Ostatnio w Stanach Zjednoczonych powstał projekt wprowadzenia sterowców atomowych dla masowego transportu lotniczego. Taki sterowiec — z 400 pasażerami na pokładzie — trasę Ameryka—Europa przebywałby w 36 godzin.

■ Według danych statystycznych pod koniec 1966 r. ogółem — bez Związku Radzieckiego — eksploatowane były 2802 samoloty komunikacyjne. W liczbie tej mieści się 1061 samolotów z napędem tłokowym, 454 samoloty z turbinowymi silnikami śmigłowymi oraz 1287 z napędem

odrzutowym. W roku bieżącym park samolotów komunikacyjnych wzrośnie o 661 samolotów, osiągając liczbę 3463.

■ Od 1963 roku rośnie w Stanach Zjednoczonych zapotrzebowanie na małe samoloty. Zakupy w 1963 r. wyniosły 12 tys. sztuk, zaś w 1966 r. — 16 tys. Ogółem w użytkowaniu znajduje się w USA ponad 100 tys. małych samolotów, przy czym około 7 tys. eksploatuje się w rolnictwie i leśnictwie, a około 6 tys. lata jako taksówki (ilość takich taksówek wzrosła 6-krotnie w ciągu ostatnich dwóch lat; obsługują one dziś ponad 100 regularnych linii). Frzeszło 40 tys. samolotów jest w posiadaniu różnych firm. Znaczną ilością małych samolotów dysponują instytucje państwowe i samorządowe (m.in. policja), wreszcie duża ilość sprzętu posiadają osoby prywatne. 90% produkcji i obrotów małymi samolotami skupiają 4 firmy: Cessna Aircraft Co., Piper Aircraft Corp., Beach Aircraft Corp., i Mooney Aircraft Inc. Średnie ceny wynoszą 8—14 tys. dolarów za samolot. W związku z atrakcyjnością rynku produkcję małych samolotów zainteresowały się ostatnio wielkie fabryki amerykańskie: Lockheed Aircraft Corp., North American Aviation Inc., Grumman Aircraft Engineering Corp. i Boeing Co. W USA 9 tys. lotnisk przyjmuje małe samoloty (z tego około 6 tys. lotnisk stanowi własność prywatną).

Tablica 23. Skład chemiczny polskich i radzieckich brązów do przeróbki plastycznej

Lp.	Gatunek brązu wg PN-58/H-87050			Normy ZSRR		Skład chemiczny w %							
	Określenie	Znak	Cecha	Marka	Nr normy	Sn	Zn	Ni	Mn	Al	inne	Cu	suma zanie- czyśze- n maks.
1	Cynowy	CuSn7F'	B7	Бр.ОФ 6,5 — 0,15	ГОСТ 5017-49	6,0 — 7,0	—	—	—	—	0,1—0,25 P	reszta	0,1
2	Cynowy	CuSn4P	B4	Бр.ОФ 4 — 0,25	ГОСТ 5017-49	3,5 — 4,0	—	—	—	—	0,2—0,3 P	reszta	0,1
3	Cynowo-cynkowy	CuSn4Zn3	B43	(Бр.ОЦ) 4 — 3	ГОСТ 5017-49	3,5 — 4,0	2,5 — 3,5	—	—	—	—	reszta	0,2
4	Cynowo-cynko- wo-olowiowy	CuSn4Zn4Pb3	B443	Бр.ОЦС 4 — 4 — 2,5	ГОСТ 5017-49	3,0 — 5,0	3,0 — 5,0	—	—	—	1,5—3,5 Pb	reszta	0,2
5	Krzemowy	CuSi3Mn1	BK31	Бр.КМц 3 — 1	ГОСТ 493 — 54	—	—	—	1,0 — 1,5	—	2,8—3,5 Si	reszta	1,1
6	Niklowo-krze- mowy	CuNi3Si1	BN31	(Бр.КН) 1 — 3	ГОСТ 493 — 54	—	—	2,4 — 3,4	0,1 — 0,4	—	0,6—1,1 Si	reszta	0,4
7	Manganowy	CuMn5	BM5	Бр.Мц 5	ГОСТ 493 — 54	—	—	—	4,5 — 5,5	—	—	reszta	0,9
8	Aluminiowy	CuAl10Fe3- -Mn2	BA1032	Бр.АЖМц 10 — 3 — 1,5	ГОСТ 493 — 54	—	—	—	1,0 — 2,0	9,0 — 11,0	2,0—4,0 Fe	reszta	0,75
9	Aluminiowy	CuAl10Fe4- -Ni4A	BA 1044A	(Бр.АЖН) 10 — 4 — 4	ГОСТ 493,54	—	—	3,5 — 5,5	—	9,5 — 11,0	3,5—5,5 Fe	reszta	0,6
10	Aluminiowy	CuAl9Fe3A	BA94A	(Бр.АЖ) 9 — 4	ГОСТ 493 — 54	—	—	—	—	8,0 — 10,0	2,0—4,0 Fe	reszta	1,7
11	Aluminiowy	CuAl5	BA5	Бр.А5	ГОСТ 493 — 54	—	—	—	—	4,0 — 6,0	—	reszta	1,6
12	Aluminiowy	CuAl7	BA7	Бр.А7	ГОСТ 493 — 54	—	—	—	—	6,0 — 8,0	—	reszta	1,6
13	Aluminiowy	CuAl9Mn2A	BA92A	(Бр.АМц) 9 — 2	ГОСТ 493 — 54	—	—	—	1,5 — 2,5	8,0 — 10,0	—	reszta	1,7
14	Niklowo-alumi- niowy	CuNi6Al2	BN62	—	—	—	—	5,5 — 6,5	—	1,2 — 2,0	—	reszta	1,0
15	Berylowy	CuBe2	BB2	Бр.Б 2	ГОСТ 493 — 54	—	—	0,2 — 0,5	—	—	1,9—2,2 Be	reszta	0,5
16	Berylowy	CuBe3	BB3	Бр.Б 2,5	ГОСТ 493 — 54	—	—	0,2 — 0,5	—	—	2,3—2,6 Be	reszta	0,5
17	Cynowo-fosfo- rowy	—	—	Бр.ОФ 6,5 — 0,4	ГОСТ 5017-49	6,0 — 7,0	—	—	—	—	0,3—0,4 P	reszta	0,1
18	Cynowo-cynko- wo-olowiowy	—	—	Бр.ОЦС 4 — 4 — 4	ГОСТ 5017-49	3,0 — 5,0	3,0 — 5,0	—	—	—	3,5—4,5 Pb	reszta	0,2
19	Berylowy	—	—	Бр. БНТ 1,9	ГОСТ 493 — 54	—	—	0,2 — 0,4	—	—	1,85—2,10 Be 0,10—0,25 Ti	reszta	0,5
20	Berylowy	—	—	Бр. БНТ 1,7	ГОСТ 493 — 54	—	—	0,2 — 0,4	—	—	1,60—1,85 Be 0,10—0,25 Ti	reszta	0,5

U w a g a: gatunki według ГОСТ podane w nawiasach wykazują odchylenia w składzie chemicznym od gatunków według PN.

T a b l i c a 25. Orientacyjne własności i główne zastosowanie polskich brązów do przeróbki plastycznej (wg PN-58/H-87050)

Lp.	Cecha brązu	Forma	Własności charakterystyczne	Główne zastosowanie
1	B7	Drut, blacha	Dobre własności wytrzymałościowe w stanie walcowanym, odporność na korozję	Siatki i sprężyny
2	B4	Rury	Odporność na korozję	Przyrządy kontrolne i pomiarowe
3	B43	Taśmy, pasy, pręty i drut	Dobre własności mechaniczne i antykorozyjne	Sprężyny, aparatura przemysłu chemicznego
4	B443	Taśmy, pasy, pręty	Dobre własności antykorozyjne i skrawalność	Tuleje łożyskowe
5	BK31	Półwyroby walcowane i ciągnięte	Dobre własności wytrzymałościowe, odporność na korozję, dobrze spawalny	Sprężyny, siatki, części aparatury chemicznej
6	BN31	Półwyroby prasowane, walcowane i kute	Odporność na korozję i temperaturę do 500 °C	Części maszyn
7	BM5	Blachy, pasy, pręty	Żaroodporny	Armatura parowa
8	BA1032	Pręty, rury	Dobre własności wytrzymałościowe, odporność na korozję, wysokie temperatury i ścieranie	Części maszyn o dużej wytrzymałości
9	BA1044A	Pręty, rury		
10	BA94A	Pręty, rury		
11	BA5	Taśmy, pasy	Odporny na korozję	Monety, przemysł okrętowy, przetwórstwo rybne
12	BA7	Taśmy, pasy	Odporny na korozję	Sprężyny, części sprężynujące
13	BA92A	Taśmy, pręty i kształtowniki	Dobre własności wytrzymałościowe i antykorozyjne	Wyposażenie elektryczne, przemysł samochodowy
14	BN62	Rury i blachy	Dobre własności wytrzymałościowe, dobra odporność na korozję	W przemyśle okrętowym i maszynowym
15	BB2	Taśmy, pasy, pręty i drut	Bardzo duża odporność na korozję, dobre przewodnictwo cieplne i elektryczne	Do celów specjalnych
16	BB3	Taśmy, pasy, pręty i drut		

T a b l i c a 26. Własności fizyczne radzieckich brązów do przeróbki plastycznej

Lp.	Oznaczenie brązu	Ciężar właściwy [G/cm ³]	Współczynnik rozszerzalności liniowej 10 ⁶ α [m/m °C]	Przewodność cieplna $\left[\frac{\text{cal}}{\text{cm} \cdot \text{sek} \cdot ^\circ\text{C}} \right]$	Oporność elektryczna właściwa $\left[\frac{\Omega \cdot \text{mm}^2}{\text{m}} \right]$	Górna temperatura topnienia [°C]
1	Бр.ОФ4—0,25	8,9	17,6	0,20	—	1060
2	Бр.ОЦ 4—3	8,8	18,0	0,20	0,087	1045
3	Бр.ОЦС 4—4—2,5	8,8—9,02	18,2	0,20	0,0877	1018
4	Бр.ОФ 6,5—0,4	8,65	17,1	0,12	0,176	995
5	Бр.ОЦС. 4—4—4	8,9	19,1	—	—	—
6	Бр. А 5	8,2	15,6	0,25	0,10	1060
7	Бр. А 7	7,8	17,8	0,19	0,11	1040
8	Бр.АМц 9—2	7,6	17,0	0,17	0,11	1060
9	Бр.АЖ 9—4	7,5	16,2	0,14	0,12	1040
10	Бр.АЖМц10—3—1,5	7,5	16,1	0,14	0,189	1045
11	Бр.АЖН 10—4—4	7,46	17,1	0,18	0,193	1084
12	Бр.Мц 5	8,6	20,4	0,26	0,197	1047
13	Бр.КМц 3—1	8,4	15,8	0,11	0,15	1025
14	Бр.КН 1—3	8,85	18,0	—	0,046	1084
15	Бр.Б2; Бр. Б2,5	8,23	16,6	0,20—0,25	0,1—0,068	955

Tablice zamieszczone w zeszytce 11/67 i tablice, które będą zamieszczone w następnych zeszytach — zawierają dane dotyczące brązów do przeróbki plastycznej, a mianowicie: skład chemiczny brązów polskich i radzieckich, ogólne własności i zastosowanie brązów polskich, własności mechaniczne wyrobów z brązów polskich, własności fizyczne i technologiczne brązów radzieckich oraz skład chemiczny niektórych brązów amerykańskich.

U w a g a: Dane dotyczące brązów radzieckich zaczerpnięto z norm wydawnictwa: „Encyklopedia współczesnej techniki — Konstrukcyjne materiały”, t. I—III.