

technika
lotnicza
i astronautyczna

1966 **10-11**



Tablica 9. Orientacyjne własności i główne zastosowania mosiądzów specjalnych (wg RN-59/MPC-W-200)

Cecha mosiądzu	Postać	Własności technologiczne	Główne zastosowania
MA69	Rury i pręty wyciskane	Podatny do przeróbki plastycznej na gorąco (wyciskanie)	
MA59	Rury i pręty wyciskane	Podatny do przeróbki plastycznej na gorąco, odporny na korozję. Odnacza się wysoką wytrzymałością	W przemyśle okrętowym i elektromaszynowym
MM57	Rury, pręty, płaskowniki	Bardzo podatny do przeróbki plastycznej na gorąco i zimno. Odnacza się podwyższoną wytrzymałością i dobrymi własnościami przeciwciernymi. Odporny na korozję atmosferyczną i wody morskiej	
MM56	Odkuwki	Podatny do przeróbki plastycznej na gorąco, odnacza się wysokimi własnościami wytrzymałościowymi. Odporny na korozję atmosferyczną i wody morskiej	
MC60	Druty i pręty	Bardzo podatny do przeróbki plastycznej na gorąco i zimno. Odnacza się podwyższonymi własnościami antykorozyjnymi	Do spawania konstrukcji w budownictwie okrętowym
MO65	Pasy, taśmy i pręty	Podatny do przeróbki plastycznej na gorąco i zimno. Bardzo dobrze skrawalny. Ma własności przeciwcierne	Na części maszyn w przemyśle zegarowym, samochodowym i traktorowym
MO64	Pasy, taśmy i pręty	Podatny do przeróbki plastycznej na gorąco i zimno. Bardzo dobrze skrawalny. Posiada własności przeciwcierne	Na części maszyn w przemyśle zegarowym
MO60	Pręty	Bardzo podatny do przeróbki plastycznej na gorąco i zimno, skrawalny	
MF68	Rury o ścianie do 10 mm	Podatny do przeróbki plastycznej na zimno	Na tulejki przeciwcierne

TREŚĆ ZESZYTU

	Str.
Z. Brodzki: Statek kosmiczny i jego odzyskiwanie	1
M. Wojtkowiak: Fizjologiczne problemy nieważkości	6
R. Witkowski: Maksymalna prędkość śmigłowca i możliwość jej podwyższenia	9
Sprawozdanie z konferencji naukowo-technicznej w Instytucie Lotnictwa na temat konstrukcji lekkich — W. K.	14
P. Wolański: Spalanie naddźwiękowe oraz jego zastosowanie w hipersonicznych silnikach strumieniowych, część I	18
T. Gajewski: Wpływ upustu powietrza za sprężarką na parametry turbopowietrznego silnika odrzutowego	24
W. Cegliński: Dobór parametrów elektrycznych prądnic-rozruszników do turbinowych silników odrzutowych	28
F. Borodzik: Niektóre zagadnienia lotnictwa rolniczego mające wpływ na własności rolniczych aparatów latających	34
St. Ziętarski: Zastosowanie obrabiarek sterowanych liczbowo	41
A. Ciszewski, T. Radomski: Stan obecny i perspektywy rozwoju metali konstrukcyjnych	44
NOWOCSI TECHNICZNE	50
KRONIKA	55
NOTATKI ZE ŚWIATA	56
POMOCE KONSTRUKTORSKIE TECHNIKI LOTNICZEJ I ASTRONAUTYCZNEJ: Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych — Miedź i stopy miedzi cz. IX, dok. — opracowali A. Ciszewski i T. Radomski	II i III okł.
Systematyka profili — oprac. E. Lewalska	IV okł.

СОДЕРЖАНИЕ

	Стр.
Z. Brodzki: Космический корабль и его возвращение	1
M. Wojtkowiak: Физиологические проблемы невесомости	6
R. Witkowski: Максимальная скорость вертолета и возможность ее повышения	9
Отчёт из научно-технической конференции в Институте Авиации на тему легких конструкций W. K.	14
P. Wolański: Ультразвуковое сгорание и его применение в ультразвуковых турбинных двигателях. Часть I	18
T. Gajewski: Влияние отбора воздуха за компрессором на тягу турбинного реактивного двигателя	24
W. Cegliński: Подбор параметров электрических генераторов-пускателей для турбинных реактивных двигателей	28
F. Borodzik: Некоторые проблемы сельскохозяйственной авиации, имеющие влияние на свойства сельскохозяйственных летающих аппаратов	34
St. Ziętarski: Применение станков управляемых числово	41
A. Ciszewski i T. Radomski: Настоящее состояние и прогрессивные перспективы металлов	44
ТЕХНИЧЕСКИЕ НОВОСТИ	50
ХРОНИКА	55
ИЗВЕСТИЯ ИЗ СВЕТА	56
КОНСТРУКТОРСКИЕ ПОСОБИЯ, часть IX, продолжение и окончание, A. Ciszewski, T. Radomski	облож.

CONTENTS

	Page
Z. Brodzki: Space vehicle and its recovery	1
M. Wojtkowiak: Physiological problems of weightless	6
R. Witkowski: Maximal speed of helicopter and possibilities of its rising	9
The report of the conference on light structures organised by Instytut Lotnictwa — W. K.	14
P. Wolański: Supersonic combustion and its application in hypersonic ramjet engines, part I	18
T. Gajewski: The effect of bleed of air from compressor on performances of turbojet engine	24
W. Cegliński: The choice of electrical parameters of generator — starters for turbojet engines	28
F. Borodzik: Some problems of agricultural aviation influencing agricultural aircraft characteristics	34
St. Ziętarski: The application of numerical controlled machine tools	41
A. Ciszewski, T. Radomski: Actual state and development prospects of metals	44
TECHNICAL NEWS	50
CHRONICLE	55
INFORMATIONS FROM THE WORLD DESIGNER'S DATA SHEETS: Copper alloys, part IX, elaborated by A. Ciszewski and T. Radomski on cover	56



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. KOR-
DZIŃSKI, mgr inż. S. LASSOTA, mgr inż. W. ZAREMBA

RADA PROGRAMOWA

mgr inż. J. GRZEGORZEWSKI, inż. J. WOJCIECHOWSKI, mgr inż. A. JAWORSKI, mgr inż. W. JUNG,
mgr inż. H. KRAJEWSKI, mgr inż. M. KWIATKOWSKI, inż. R. MACHNOWSKI, mgr inż. W. PIE-
TRZAK, mgr inż. K. SZUMIELEWICZ, mgr inż. B. TRALA, mgr inż. K. WOJCICKI

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. 224/C — Z-9. Nakład 1000 egz. Papier druk. sat. kl. V, 70 g, 61 × 86.

Cena pojedynczego egz. z. 12.—

Prenumerata roczna zł 144.—



technika lotnicza i astronautyczna

MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH

Mgr inż. ZDZISŁAW BRODZKI

629.19

Statek kosmiczny i jego odzyskiwanie

Lot statku kosmicznego dzieli się na dwie odrębne części. Pierwsza to lot w obrębie atmosfery, a druga w „próżni” kosmicznej. Przy starcie statek kosmiczny i rakieta nośna powinny mieć kształt o małym oporze, często ten kształt nadany jest przez specjalne osłony, które potem odpadają. Statek powrotu czy statek lądujący na planecie mającej atmosferę musi odpowiadać warunkom aerodynamicznym w zależności od swej wersji. W wersji uskrzydłonej powinien on być raczej smukły, opływowy i mieć skrzydła czy stateczniki i stery. Natomiast w wersji powrotu balistycznego będzie on bardziej pękaty, ale kształt jego musi uwzględniać zjawiska związane z oddziaływaniem ośrodka gazowego.

Lot w przestrzeni międzyplanetarnej, w próżni całkowitej (wypełnionej bardzo rozrzedzonym gazem), stanowi zespół odmiennych zagadnień. Tu dominuje sprawa ochrony przed promieniowaniem, meteorytami itp. Kształty nie muszą być opływowe — liczne wystające anteny i drążki charakteryzują sylwetkę takiego statku kosmicznego. Połączenie tych tak różniących się od siebie części lotu i różnych konstrukcji stanowi dużą trudność. W większości przypadków lot odbywa się „na raty” — do czego skłaniają też wielostopniowe rakiety nośne. Lot początkowy odbywa dużą część startowa, na granicy atmosfery — w przestrzeni wylatuje właściwy statek kosmiczny. Przy powrocie na Ziemię odpadają zbędne części statku kosmicznego i z kolei „statek powrotu” jeszcze „szczuplejszy” wyhamuje swą prędkość i ląduje na powierzchni. Startująca rakietą wraz ze statkiem jest wielokrotnie cięższa od powracającego pojemnika czy „statku powrotu”. Zagadnienie ekonomii stosunku tych mas, jak i możliwości odzyskiwania rakiet nośnych jest najważniejszą sprawą rozwoju podróży kosmicznych. Obecnie uważa się, że koszt wyniesienia 1 kilograma masy na orbitę Ziemi równy jest cenie 1 kilograma złota, przy odzyskiwaniu zaś i wielokrotnym użyciu statku cena ta ma spaść 10-krotnie i więcej.

Rodzaje statków kosmicznych

Wprawdzie era lotów kosmicznych dopiero się zaczyna, jednak istnieją już liczne projekty lotów, które w niedalekiej przyszłości będą zrealizowane. Lądowanie na Księżycu czy Marsie, jak również naukowe stacje orbitalne z załogą nie stanowią już fantazji naukowych. Rozpatrzmy więc rodzaje statków kosmicznych.

1. Statki krążące na orbicie Ziemi.

Będą to stacje orbitalne z aparaturą naukową. Do nich należy projektowana stacja-observatorium astronomiczne. Niektóre z nich będą zbudowane, a ściślej mówiąc, zmontowane dopiero na orbicie. Poszczególne ich człony będą osobno wyniesione na orbitę.

2. Pozaorbitalne przewozowe statki kosmiczne

a. Przewozy wewnątrz orbity satelitarnej. Tutaj będą należały dalekosiężne statki-samoloty przewożące ładunki lub pasażerów między odległymi miejscami na Ziemi — przelatujące poza atmosferę.

b. Przewozy Ziemia — orbita Księżyca. Program lądowania na Księżycu (*Apollo*) przewiduje jako etap pośredni „przesiadanie” na orbicie Księżyca.

c. Przewozy Ziemia — orbity planet. Projekty lotów do Marsa i Wenus podobnie przewidują „przesiadanie” na orbicie planety. Niezależnie od tego przewiduje się loty po orbicie nie zbadanych planet i zdalne badanie za pomocą próbników lądujących na ich powierzchni.

3. W związku z podanymi wyżej lotami i rodzajami statków — niezbędny będzie statek kosmiczny „czołenko” służący do transportu z orbity na powierzchnię planety.

Podstawowym warunkiem rozwoju podróży poza atmosferę ziemską będzie możliwość odzyskiwania rakiet nośnych i całych statków kosmicznych. Wiadomo, że ogromne rakiety nośne *Wostoków*, *Kosmosów*, *Gemini* czy *Apollo* nie wracają na powierzchnię Ziemi, lecz spalają się w atmosferze i na Ziemię spadają jedynie ich zniszczone szczątki. Odzyskiwanie statków kosmicznych, a szczególnie ich rakiet nośnych, będzie miało następujące zalety:

1) obniżenie kosztów (wielkość tej obniżki będzie omawiana dalej),

2) w związku z koniecznością zmniejszenia przyspieszeń powstaną lepsze warunki dla pasażerów, którzy nie będą narażeni na duże obciążenia,

3) większą niezawodność sprzętu dzięki podobieństwu do samolotów i wykorzystaniu doświadczeń lotniczych,

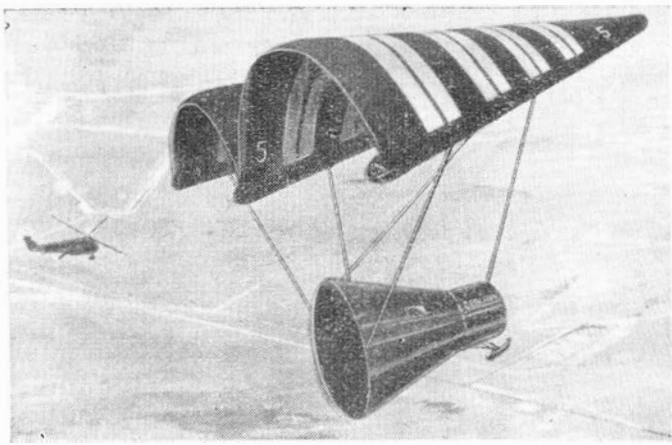
4) rozwiązanie problemu kontrolowanego powrotu części składowych zespołu; będzie to zdalne sterowanie lub bezpośrednie przez pilota-operatora,

5) przy zmniejszeniu kosztów nastąpi duży wzrost ilościowy podróży kosmicznych.

Powroty na Ziemię

Dla przedstawienia różnych projektów powrotu — ważne jest rozważenie podstawowych własności i zadań statków powrotu. Ogólnie rozróżniamy statki balistyczne i statki z siłą nośną.

Balistyczny to taki statek, który nie ma zasadniczo napędu, działa na niego tylko siła ciężenia i opór aerodynamiczny dzięki odpowiedniemu kształtowi, spadochronom lub innym urządzeniom hamującym. Statek z siłą nośną ma płaty lub spadochronopłaty (patrz projekt *Gemini*), dzięki którym, oprócz oporu będącego składową wypadkowej siły aerodynamicznej,



Spadochronopłaty „Gemini”

działa siła nośna powodująca, że statek opada lotem ślizgowym. Statki balistyczne mogą być bierne — będą to takie, które nie mają specjalnych hamulców i wobec tego prędkość ich upadku będzie dość znaczna. Powrót i odzyskanie jest możliwe w tym przypadku przy odpowiednio mocnej konstrukcji i dużym oporze własnym. Przykładem takiego powrotu może być upadek do wody — oczywiście przy zachowaniu stateczności. Przy czynnym powrocie balistycznym statek musi być sterowany. Przykładem jest tu *Mercury* lub *Apollo* o sterowanym położeniu płyty do przodu przy wejściu do atmosfery. Układ taki jest w tym przypadku często uszczelniany brzechwami w tylnej części. Lądowanie następuje za pomocą spadochronów i rakiet hamujących. Może tu wchodzić w rachubę zmiana kształtu przez nadmuchiwanie odpowiednich części konstrukcji. Ogólnie biorąc, statki tej kategorii mają kształty tępe i pękate. Dają one duży opór przy dużym promieniu nosa i małą wartość stosunku ciężaru do powierzchni czołowej.

Innym rodzajem jest statek uskrzydłony, czyli lecący z siłą nośną — lotem ślizgowym. Będzie on oczywiście sterowany, a lądowanie będzie poziome — na odpowiednim lądowisku.

Rozróżnia się dwa warianty układów odzyskiwania.

1. Częściowe odzyskiwanie i powtórne zastosowanie odzyskanych części statku kosmicznego i rakiet startowych:

a) odzyskiwanie pierwszych stopni rakiet nośnych w wyniku balistycznego powrotu z udziałem własnych urządzeń do „miękkiego” lądowania (spadochrony),

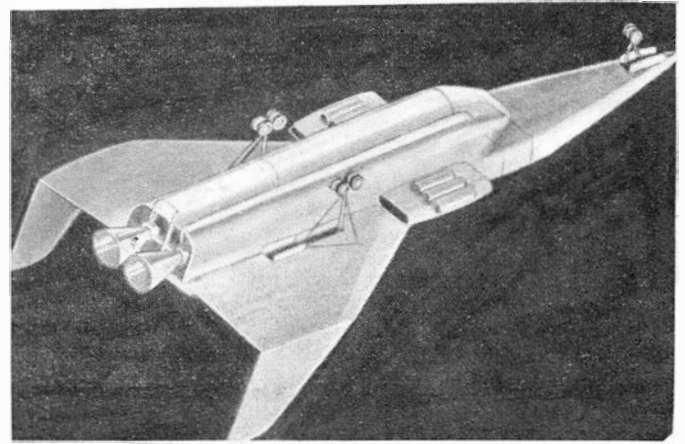
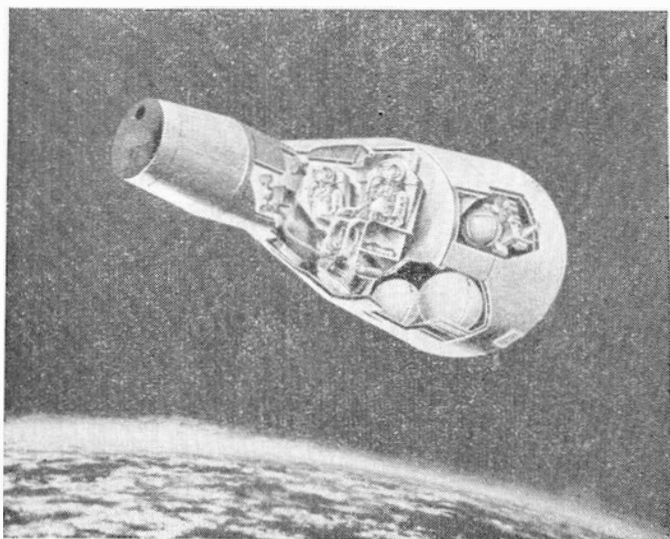
b) powrót z siłą nośną lotem ślizgowym — jak rakiety X-15.

2. Całkowite odzyskiwanie i powtórne wykorzystanie. Tutaj podział będzie zależny od ilości członów układu:

a) układ jednostopniowy: 1) balistyczny powrót jak

Nexus i *Rombus*, 2) powrót z siłą nośną — *Astrospaceplane*.

Balistyczny statek kosmiczny „Apollo”



Uskrzydłony statek kosmiczny

b) układy wielostopniowe — tutaj podział będzie się różnił zależnie od kombinacji powrotów balistycznych i ślizgowych: 1) powrót balistyczny jak przysły odzyskiwalny *Post-Saturn*, 2) ślizgowy z siłą nośną *Astrospaceplane*, 3) układy mieszane, np.: skrzydłowy powrót pierwszego stopnia i balistyczny dalszych stopni.

Rombus

Do klasy rakiet nośnych jednostopniowych należy układ *Rombus* o napędzie chemicznym. Jest on pomysły jako układ nośny do transportowania ładunków do bazy księżycowej. Przewiduje się również jego zastosowanie do wynoszenia na orbitę wielotonowych ładunków lub do przeniesienia statku typu czółenko na orbitę planety. Powrót *Rombusa* będzie realizowany za pomocą urządzeń oporowych, czyli ma być balistyczny. Ma on rakiety hamujące, spadochrony i łapy-amortyzatory. Jako paliwo przewidziano ciekły wodór z ciekłym tlenem. O jego ogromie świadczy średnica 28 m.

Zasadniczą cechą projektu jest odrzucanie zbiorników po zużyciu paliwa. Zbiorniki są segmentowe i dzięki ich kolejnemu odpadaniu efektywna względna masa środka napędowego wzrasta. Ciąg *Rombusa* w pierwszej wersji wynosi 9000 ton. Daje go segmentowa komora spalania o 36 segmentach. Układ może wykonać swą misję z 6—8 nieczynnymi segmentami. Stanowi to duże powiększenie pewności działania. Przejście ze wznoszenia na orbitę lub przełączenia na hamowanie może być dokonane przez każde cztery segmenty, przy odpowiednim skierowaniu dysz wylotowych. Trzy turbopompy zasilają układ paliwem, drugie tyle zaś jest zapasowych. Tak więc przy różnych zastosowaniach taki segmentowy układ znakomicie powiększa pewność działania. Dla chłodzenia przy powrocie wykorzystuje się resztki paliwa, które wypływając i odparowując na powierzchni — chłodzi miejsca narażone na granie gazodynamiczne.

W celu uwidocznienia zalet tego układu rozpatrzmy, jak przebiegają czynności przy starcie. Stanowisko startowe mieści się w odległości 4 km od najbliższych urządzeń czy schronów. Elementy konstrukcji będą produkowane w odległych zakładach i transportowane do budynku montażowego. Tam następuje łączenie poszczególnych zespołów, już w położeniu startowym. Pierwsza seria zbiorników opróżnia się w 130 sek po starcie i następuje ich odpadnięcie na spadochronach. Przy powrocie podzielona całość — silnik, dysze, zbiorniki boczne i zbiornik główny — ma większe szanse nierozbicia się przy zetknięciu się z wodą, przewiduje się bowiem głównie wodowanie na oceanie.

Zewnętrzne ciśnienie dynamiczne oraz ciśnienie przy uderzeniu o wodę nie przekracza ciśnienia wewnętrznego i dzięki temu zbiorniki nie ulegną zgnieceniu. Układ odzyskania zbiorników o ciężarze 73 kG zawiera: spadochrony, radiolatarnię, urządzenia sygnalizacyjne i inne. Mają one służyć do szybkiego odnalezienia odrzuconych części. Zbiorniki odpadają parami przeciwnymi, aby nie zakłócać stateczności.

Dzięki dużemu oporowi i małemu ciężarowi właściwemu grzanie aerodynamiczne jest niewielkie. Pierwsze cztery zbiorniki odpadają stosunkowo nisko i nie potrzebują osłon termicznych. Następnym wystarczają własności izolacyjne warstwowego pokrycia z tytanu.

Spadochrony otwierają się na wysokości 10 km i dają prędkość lądowania 10 m/sek. Pierwsze zbiorniki opadają w odległości 55 km od miejsca startu i są odnajdywane przez statki. Następne dwa lądują już w odległości 550 km — są one śledzone przez radar i nasłuch wodny. Ostatnia para spada w odległości 4500 km i też jest odnajdywana dzięki radarowi i wysłaniu statków w okolicę miejsca upadku.

Centralny kadłub *Rombusa* zawierający wyposażenie kierowania i urządzenia elektroniczne wchodzi na orbitę dzięki odpowiedniemu manewrowi. Po kilkunastu okrążeniach, w momencie znajdowania się nad miejscem startu — na sygnał z Ziemi zbiornik zaczyna opadać. Oporowy spadochron zapewnia stateczność, na wysokości 10 km otwiera się 5 głównych spadochronów. Na wysokości 800 metrów odpadają segmenty głównego silnika. Z chwilą dotknięcia ziemi przez łapy (w przypadku lądowania a nie wodowania) przestają działać rakiety hamujące.

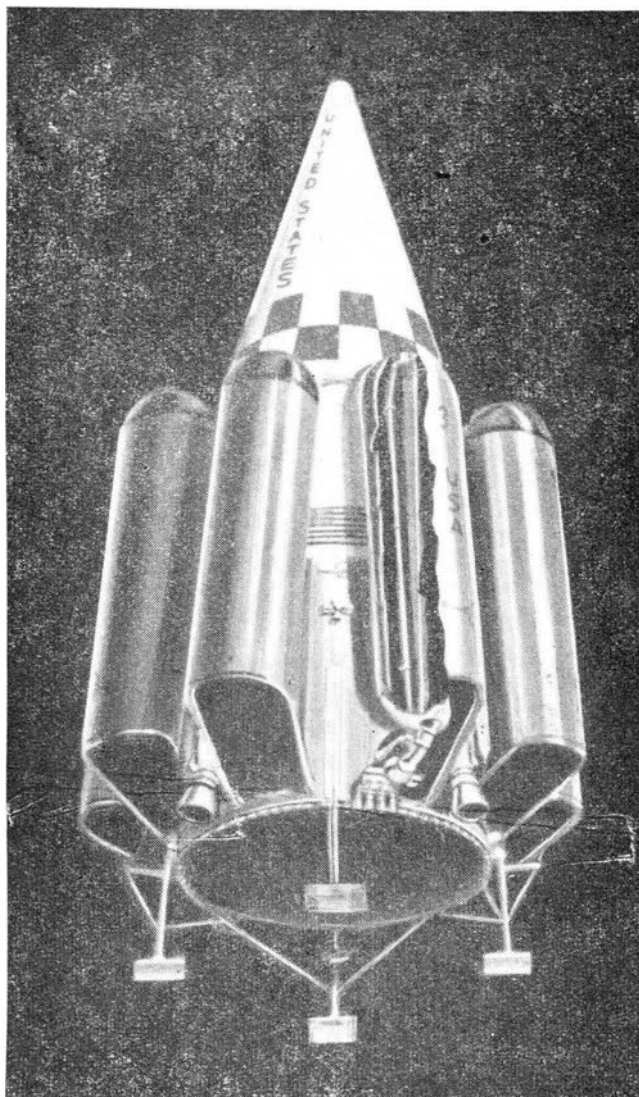
Zalety jednostopniowego statku kosmicznego wielokrotnego zastosowania

Z rozważań o przyszłych lotach kosmicznych wynika, że dla przeprowadzania lotów na Księżyc ładunek wyniesiony na orbitę musi wzrosnąć czterokrotnie w stosunku do obecnych osiągnięć. Dla obniżenia kosztów konieczne jest zastosowanie powtarzalności i odzyskiwania statków i ich rakiet nośnych. Autorzy projektów *Nexus* i *Rombus* przyznają, że wielostopniowe rakiety są bardziej ekonomiczne — jednak jako zaletę rakiet jednostopniowych podkreślają prostsze manewry (brak oddzielania niższych stopni) i zwiększoną pewność działania. Jeszcze inną zaletą tego układu będzie krótszy czas potrzebny do zebrania odzyskanych części składowych i zmontowania ich do powtórnego zastosowania. Koszty rozwojowe ulepszenia i postępu technicznego będą niższe, gdyż skoncentrują się na jednym rodzaju silnika i jednym rodzaju zbiorników. Unika się rozruchu silników w czasie lotu — te same silniki uruchomione przy starcie pracują cały czas. Jako argument konieczności zmniejszenia części statków kosmicznych i rakiet nośnych wynoszonych na orbitę można przytoczyć listę prawie 300 sztuk obiektów „zaśmiecających” przestrzeń okołoziemską i stanowiących niebezpieczeństwo dla czynnych satelitów orbitalnych.

Uskrzydłone rakiety odzyskiwalne

Zupełnie inne rozwiązania mające na celu odzyskiwanie zawierają projekty uskrzydłonych rakiet nośnych i statków kosmicznych. *Astroplane* jest taką rakieta, a właściwie statkiem kosmicznym — zakłada się dla niego pionowy start i lądowanie poziome w miejscu startu. Unika się tutaj „zbierania” rozrzuconych części, które opadają przy poprzednich systemach.

Astroplane przeznaczony jest zasadniczo do transportu do stacji orbitalnych — w sposób bezpośredni lub do dalszego transportu za pomocą statków kosmicznych „czekających” na orbicie. Przewiduje się *Astroplane* jedno- lub wielostopniowe, jak również stosowanie ich jako transportowców klasy Ziemia-Ziemia poprzez „brzeg” przestrzeni kosmicznej. Cechą charakterystyczną układu jest wykorzystanie zbiorników paliwa jako powierzchni nośnych. Ciężar lądującego statku wynosi 500 ton, a jego wymiary podano na rysunku. Tlen stanowi 74% całkowitego ciężaru nośnego; znajduje się on w zwięzających się zbiornikach cylindrycznych w środkowej części statku. Ciekły wodór stanowi 15% ciężaru i mieści się w uskrzydłowych cylindrach. Silnik główny ma 10 segmentów, każdy o ciągu do 750 ton — znajdują się one w tylnej części kadłuba. Do stero-



„Rombus” przy starcie

wania służą osobne silniczki rakietowe o sterowanych wylotach mieszczące się na końcach skrzydeł, oprócz tego do sterowania lotu w atmosferze służą stery aerodynamiczne.

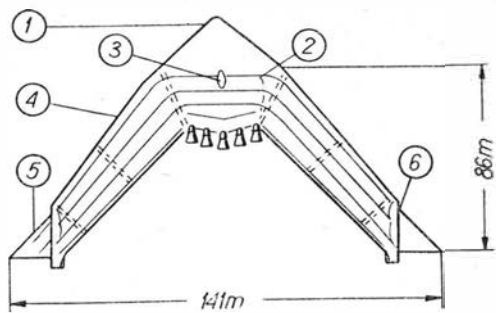
Start, jak już podano, następuje pionowo bez siły nośnej — po 360 sek statek osiąga wysokość 80 km i przez krzywą przejścia wchodzi na orbitę parkowania. Potem następuje manewr spotkania (rendez-vous) — dokowanie i przeładunek.

Po odłączeniu się od odbiorcy ładunku pod wpływem działania rakiet wstecznych statek odpadnie z lotu orbitalnego, obniży się i wejdzie do atmosfery pod małym kątem.

Dzięki sterowaniu lot jest kontrolowany i pojazd lotem ślizgowym wraca i ląduje blisko miejsca startu. Po kontroli i załadunku paliwa statek jest gotowy do ponownego użycia. Maksymalna temperatura od grzania gazodynamicznego nie przekroczy w czasie powrotu temperatur dopuszczalnych dla obecnych znanych stopów niklu. Stosunek siły nośnej do oporu wynosi 4,5. Ciężar startowy wynosi 500 ton, w tym ładunek 222 tony. Dwustopniowy układ przewidziany jest dla 1000 ton ładunku wynoszonego na niską orbitę. Lot na orbitę jak i lot ślizgowy powrotny są kontrolowane albo ręcznie przez załogę, albo automatycznie.

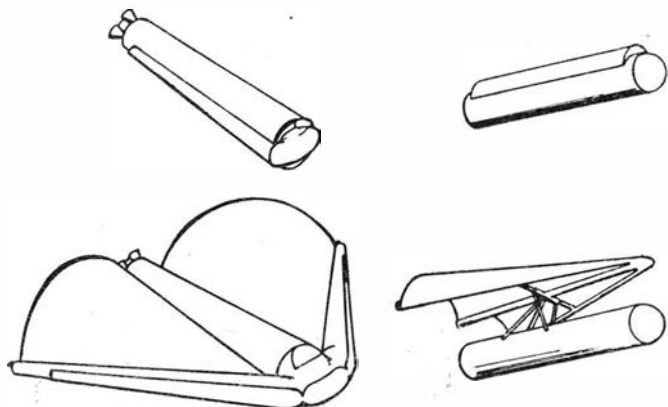
Drugim uskrzydłonym statkiem jest *Astro*. Różni się on od poprzedniego większym obciążeniem płatów w czasie powrotu i większymi przyspieszeniami, bo do 5 przyspieszeń ziemskich, podczas gdy *Astroplane* miał tylko 3 g. Ładunek tutaj wynosi tylko 25 ton.

Oprócz *Astroplane* i *Astro* istnieje cały szereg projektów z rodziny rakiet uskrzydłonych. P. Bono opracował projekt paraszybowca o składanych nadmuchiwanym płatach będących częściowo spadochronami. Podobny jest projekt *Rogallo*. Zbiorniki

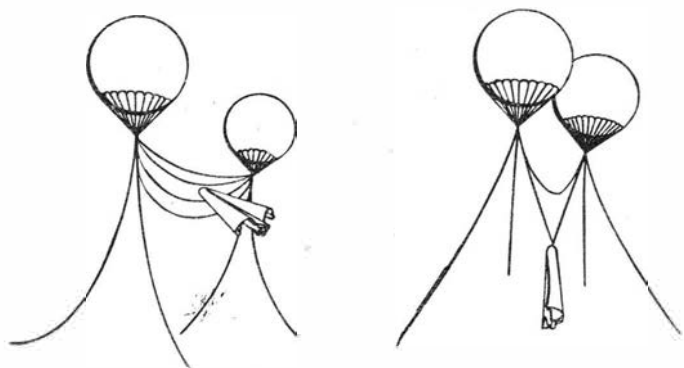


Statek uskrzydłony „Astroplane”

1 — przednia część zawierająca ładunek, 2 — zbiorniki tlenu, 3 — kabina załogi, 4 — zbiorniki wodoru, 5 — powierzchnie stabilizujące, 6 — ster kierunkowy



Odzyskiwanie „Saturna” za pomocą spadochronopłatów



Przechwytywanie za pomocą balonów

w projekcie *Bono* nie mają zewnętrznej izolacji przeciw grzaniu gazodynamicznemu, sam wodór (właściwie jego resztki) przy powrocie ma chłodzić odparowując na powierzchni zbiorników. Drugim projektem tego samego autora jest sposób odzyskania typu powrotu balistycznego z tym, że hamowanie dokonywane jest przez otwieranie ogromnego jakby parasola skierowanego czubkiem w kierunku lotu. Stożek wykonany jest z materiałów żaroodpornych, otwiera się pod wpływem rozprężania się gazów pod powierzchnią. Po zejściu do niższych warstw atmosfery i wyhamowaniu gazy kurczą się i stożek wyostrza się zmniejszając niejako samoczynnie swój opór.

Odmienne od wyżej opisanych sposobów odzyskiwania proponuje *R. F. Brodsky*, specjalista astronautyki z USA. Ma on służyć do odzyskiwania rakiety *Saturn C-5*, która przy dotychczasowych lotach ulegała zniszczeniu. Do boków rakiety według tego projektu przylegają ściśle płaty para-szybowca przy wznoszeniu. W czasie powrotu nadymają się dźwigary płata i rozchodzą się na boki. Pomiedzy dźwigarami i korpusem rozciągają się wiotkie płaty — spadochrony. Przewiduje się dwa warianty płatów: symetryczny połączony z kadłubem lub podwieszony. Dla *Saturna* ciężar podwieszonego układu wynosi 13,5 tony, integralnego 7,5 tony.

Ostatnia faza odzyskiwania jest najtrudniejszym manewrem — między innymi amerykańskie pojazdy *Mercury* opadały na wodę, aby uniknąć możliwości rozbicia o twarde podłoże. *Brodsky* proponuje takie rozwiązanie: uskrzydłony korpus nalatuje lotem ślizgowym na liny rozpięte pomiędzy dwoma balonami o średnicy 70 m. Specjalny hak układu zaczepia o liny — następuje szarpnięcie i korpus zwisa na linach pod balonami.

Ekonomia odzysku

NASA — Komitet Astronautyki w USA — zakłada że po 1965 r. w ciągu 8 lat będzie wyniesione 200 000 ton na orbitę. Wstępne starty *Saturna* mają kosztować 60 000 dolarów za 1 kilogram na orbicie. Odzyskiwalność zmniejszy tę cenę znacznie, bo do 800 dolarów za kilogram. Przy wielokrotnych startach kalkulacje firmy „Raytheon” podają obniżenie ceny aż do 20 dolarów za kilogram. Cena jest tu rzeczą względną, gdyż podawane ceny za kilogram nie obejmują wielkości rakiety i statku kosmicznego. Do tego zagadnienia powrócimy.

Wybitni specjaliści statków kosmicznych *Bailey* i *Kelly* podają następujące zestawienie. Rozważają oni cztery systemy statków załogowych Ziemia — orbita.

System I uwzględnia maksymalne zastosowanie już istniejących rozwiązań (silnik nośny *Saturn IB* oraz statek nośny *Apollo*). Układ przy powrocie stosuje rakiety hamujące i spadochrony. W wyniku jedynie sama kabina *Apollo* zostaje odzyskana.

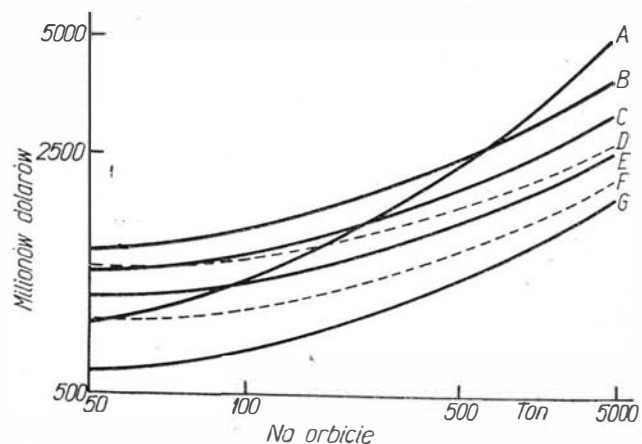
System II jest identyczny z wyjątkiem uskrzydłonego statku powrotu z załogą na 10 pasażerów i 2 osoby załogi. Ten trzeci stopień i jednocześnie właściwy statek jest standardowy dla następnych systemów. Ma on przy prędkości naddźwiękowej doskonałość do 3,5. Największe hamowanie do 1 g.

System III jest całkowicie odzyskiwalny — startuje poziomo i jest właściwie potrójnym samolotem raketowym. Wszystkie stopnie mają skrzydła, lądowanie jest samolotowe, poziome na lotnisku. Pierwszy stopień wraca do bazy po manewrach w atmosferze, pomaga sobie przy powrocie silnikiem turboodrzutowym (start oczywiście raketowy). Drugi stopień wykonuje lot wokół Ziemi i po hamowaniu wraca lotem ślizgowym do bazy.

System IV różni się od trzeciego zastosowaniem silnika pobierającego tlen z atmosfery w pierwszym stopniu (to znaczy ma silnik przelotowy lub turboodrzutowy). Niezależnie od tego drugi stopień „łapie” również utleniacz (tlen) w czasie swego lotu w atmosferze. Wszystkie cztery systemy niosą 3,3 tony ładunku. Zestawienie ciężarów startowych wykazuje przewagę systemu IV.

System I	704 tony
System II	713 ton
System III	913 ton
System IV	350 ton.

Stosunkowo mały ciężar systemu I wynika z mniejszej ilości pasażerów, tak że właściwie nie uwzględ-



Koszt wyniesienia na orbitę dla różnych wariantów statków kosmicznych

nia się go w analizie. Różnice na korzyść systemu IV wzrastają przy większej ilości startów rocznie. Zastosowanie mieszanych napędów stwarza duże trudności konstrukcyjne, jednak połączenie możliwości odzyskiwania i zastosowanie napędu pobierającego tlen z atmosfery daje dużą oszczędność masy startowej.

Najbardziej wszechstronny przegląd ekonomii transportu kosmicznego podaje zestawienie autorów projektu *Mustard* (Multi Unit Space Transport and Recovery Device) — wielocłonowy układ transportu kosmicznego i odzyskiwania. Zestawienie opiera się na statku o ładunku 2,5 tony, ale obejmuje również różne masy dostarczone na orbitę. Podane koszty dotyczą stanu, jaki wystąpi za 10 lat — a więc już tu uwzględniono przyszły postęp techniczny i związaną z tym obniżkę kosztu wyniesienia masy na orbitę. Z zestawienia wynika niewielki wzrost kosztu wyniesienia 100 ton w porównaniu do 50 ton. Powyżej 500 ton koszt ten wzrasta szybciej. Przeliczając cenę za kilogram na orbicie otrzymamy 10 000 do 20 000 dolarów za kilogram. Krzywa A dotyczy zniszczonych w czasie powrotu rakiet nośnych i uskrzydłonego statku powrotu. Dla takiego układu ma miejsce duży wzrost kosztów przy rosnących masach wyniesionych na orbitę. Układ B ma pierwszy stopień korzystający z tlenu atmosferycznego dla prędkości do $Ma = 4$, dalsze stopnie są raketami ulegającymi zniszczeniu. Statek powrotu uskrzydłony wraca na Ziemię. Przy małych masach koszt wypada tutaj wyższy, jedynie duże masy dają niższe koszty od systemu A. System C stanowi dalsze ulepszenie układu B. Układ D to już uskrzydłone rakiety wielostopniowe o poziomym starcie. Przy mniejszych masach oszczędność wynosi tu już ponad 10% i rośnie przy większych masach. System E jest nieco ulepszony przez start ze specjalnego toru — lecz nadal poziomego. Natomiast F to układ *Mustard* opierający się na kilkustopniowym układzie jednakowych jednostek. W wyjściowym zestawie ładunek wynosi 3 tony, ciężar startowy statku właściwego 150 ton, nosiciele też po 150 ton. Silniki na płynny wodór — płynny tlen. System G stanowi trójstopniowy układ, zaś F tylko tandem. Dla tysiąca ton ładunku taki układ da dwukrotne obniżenie kosztów w porównaniu do zwykłych niszczących się rakiet nośnych układu A.

Sytuacje awaryjne

Podane rodzaje statków kosmicznych i sposoby ich odzyskiwania uwzględniają normalny zaplanowany przebieg lotu.

Inaczej wyglądają sprawy awaryjnego przerwania lotu i odpowiedni przebieg lotu. Wymaga to odpowiednich urządzeń i instalacji, a przede wszystkim kapsuły ratunkowej będącej jeszcze jednym rodzajem statku kosmicznego. Doskonale podsumowuje zagadnienia ratunku kosmonautów radziecki specjalista Łopatin. Dzieli on awaryjne sytuacje w locie kosmicznym na dwie grupy.

I. Wstępna część lotu w czasie od 0 do 5 sek. Mogą tu wystąpić najczęściej następujące uszkodzenia. Wybuch silnika — może on zniszczyć raketę nośną wraz z kabiną załogi. Utrata ciągu — grozi zważeniem się całej rakiety na Ziemię. Podobne mogą być skutki silnej niestateczności, która może spowodować ruch statku kosmicznego wraz z raketami nośnymi w nie przewidzianym kierunku.

II. Drugą grupę stanowią uszkodzenia następujące po upływie pięciu sekund lotu. Statek kosmiczny w tym czasie wzniesie się na pewną wysokość i rodzaje awarii i ich skutki będą nieco odmienne. Będzie tu grozić odchylenie od wymaganej trajektorii — co grozi lotem w nie zamierzonym kierunku, lecz nie tak znacznie odchylnym od prawidłowego jak we wstępnej części lotu. Może zdarzyć się przypadek niestateczności lub nieskuteczności sterowania wskutek uszkodzenia układu sterującego. Układy te jednak są dublowane i natychmiastowe przełączenie powinno zapobiec nieszczęściu.

Z innych wypadków wymienia Łopatin pożar, jako wyjątkowo groźny na statku kosmicznym z powodu ogromnej ilości paliwa i tlenu. Dalej może się zda-

żyć uszkodzenie urządzeń zapewniających warunki życia niezbędne dla załogi. Najgorsze będzie tu rozhermetyzowanie kabiny przez uszkodzenie urządzeń wentylacyjnych lub wskutek przebicia przez meteoryty. Jak wiadomo, liczone się z tym w pierwszych lotach kosmicznych, choć — jak wynika z dotychczasowych lotów — niesłusznie. Szczególnie niebezpieczne są uszkodzenia na początku fazy startowej (poniżej 5 sekund), gdyż zbiorniki są pełne paliwa. W razie wybuchu ucieczka będzie możliwa przez katapultowanie, lecz prędkość statku jest niewielka, więc uniknięcie skutków rażenia będzie trudne.

Akcje ratunkowe

Ogólnie biorąc rozróżnia się trzy rodzaje akcji ratunkowych.

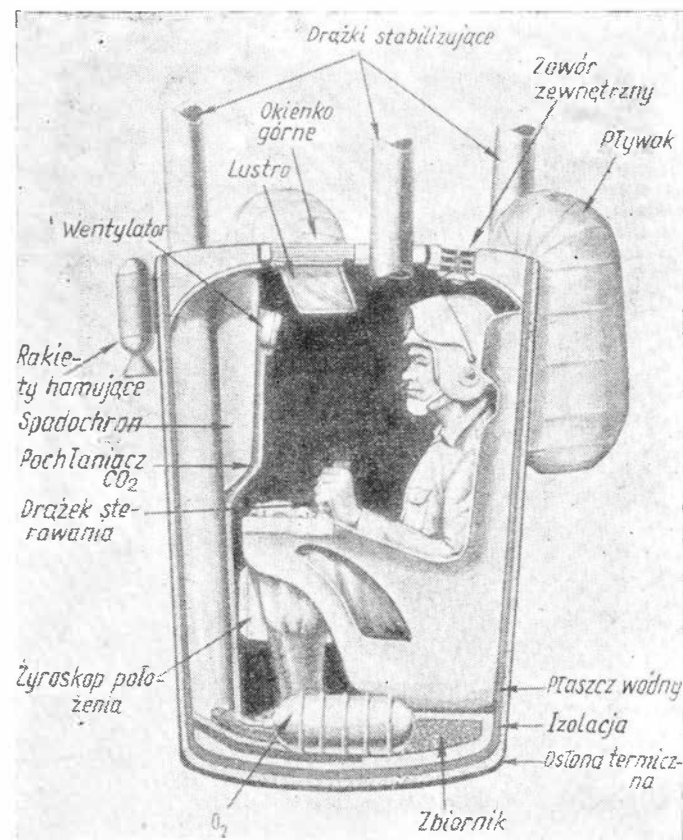
1. Przesiadanie na drugi statek kosmiczny — ratunkowy, który zbliży się do uszkodzonego statku i przeprowadzi manewr połączenia, umożliwiając przejście do nie uszkodzonego statku. Podobna próba ma być przeprowadzona dla *Gemini* i *Apollo* — *Gemini* ma się zbliżyć i „ratować” załogę *Apollo*.

2. Oddzielenie i ratunek w indywidualnych kapsułach przez poszczególnych kosmonautów. Stwarza to potrzebę budowy jeszcze jednego rodzaju statku kosmicznego — kapsuły ratowniczej.

3. Trzeci wreszcie, najbardziej bezpieczny sposób ratunku, stanowi oddzielenie się całego przodu statku kosmicznego, zawierającego kabinę z załogą. Stanowi on wówczas oddzielny statek kosmiczny — też jakby kapsułę, która musi być zdolna do samodzielnego lotu i zapewnić warunki niezbędne do życia załogi.

Na fotografiach pokazano przekrój takiej kapsuły ratowniczej i poszczególne fazy jej opadania na Ziemię. W pierwszej fazie zaczynają działać rakiety hamujące, chodzi więc o lot na orbicie. Dla utrzymania właściwego kierunku i stabilizacji służą, oprócz raketek, wysunięte drążki. Oprócz tego zaczynają działać dwa przeciwbieżne żyroskopy ustępczające. Już w granicach atmosfery otwiera się mały spadochronik mający też zadanie ustępczające. Na zewnątrz kapsuła wyposażona jest w ekran cieplny, następnie jest warstwa izolacyjna, która ma nie dopuścić do nagrzania wnętrza. Ma ona również chronić przed

Przekrój kapsuły ratunkowej



Fizjologiczne problemy nieważkości



Poszczególne fazy powrotu kapsuły

promieniowaniem. Między podwójnymi ściankami warstwy wewnętrznej mieści się płaszcz wodny. Reszta ciepła, która przeniknie przez izolację, jest pochłaniana przez gotowanie wody. Miejsca specjalnie narażone na grzanie gazodynamiczne pokryte są materiałami ablastycznymi.

Po spaleniu się wstępnego spadochronu następuje swobodne opadanie, wreszcie otwiera się główny, duży spadochron, który „doprowadza” już pojazd do samej Ziemi. Kosmonauta musi mieć na sobie ubiór antygravitacyjny, bowiem przyspieszenia są dość znaczne. Kapsuła zaopatrzona jest w pływaki i urządzenie nadawczo-odbiorcze. Wnętrze zaopatrzone jest w pochłaniacz CO_2 i instalację klimatyzacyjną.

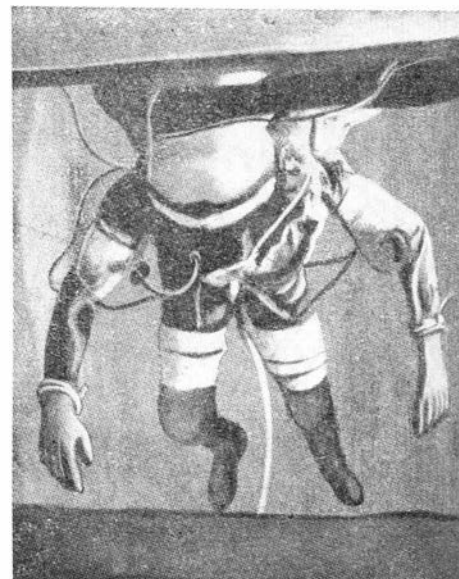
Większa, bo dwuosobowa, jest kapsuła ratunkowa *Egress*. Jest ona przerobiona z kapsuły ratunkowej bombowca B-58. Kosmonauci siedzą jeden obok drugiego bez kombinezonów kosmicznych i osobistych spadochronów. Skorupa kabiny zamyka się żaluzjowo. Spadochron ma średnicę 18 m. Kapsuła ma kształt połówki orzecha z płaską stroną wykonaną z płyty żaroodpornej. Zaopatrzona jest w rakiетkę hamującą i rakiетki sterujące — stanowi więc niezależny statek kosmiczny.

Literatura

- NASA — „Space”, 1965.
 „Fligh”, 1960—66.
 „Astronautics and Aeronautics”, 1963—1966.
 „Aviation Week”, 1963—1966.
 „The Astronauts” — Myrus Don, GD. NY, 1961.
 „Technika Lotnicza” — Brodzki Zdzisław, 1960—1966.

Jednym z czynników środowiska ziemskiego jest oddziaływanie siły grawitacji. Pod wpływem tej siły ustrój człowieka rozwijał w procesie ewolucji swoją budowę anatomiczną i czynności fizjologiczne narządów. Ukształtowały się w nim odruchowo mechanizmy przystosowawcze mające na celu nie tylko przeciwdziałanie grawitacji, ale również wykorzystanie jej jako środka orientacji przestrzennej. W locie kosmicznym znika ciężenie, powstaje stan całkowitej nieważkości a wraz z nim pytanie: czy procesy przystosowawcze wystąpią również w nowym nieznanym dla człowieka środowisku, czy też powstaną zaburzenia ustalonych funkcji narządów wpływające w mniejszym lub większym stopniu na przebieg procesów życiowych?

Zanim odpowie się na to pytanie, należy omówić niektóre wyniki doświadczeń przeprowadzonych na Ziemi, poprzedzających lot kosmiczny człowieka. Przebadanie warunków występujących w stanie nieważkości wymagało ogromnego nakładu pracy zarówno inżynierów, jak i lekarzy. W pierwszej kolejności usiłowano rozwiązać problem uzyskiwania stanów podobnych do nieważkości w warunkach ziemskich, w celu przeprowadzenia badań fizjologicznych. Skonstruowano wieże nieważkości, na których można było uzyskiwać kilkusekundowe okresy utraty ciężenia, wykonywano loty po torze balistycznym, wykorzystywano analogię nieważkości do zanurzenia w wodzie, a nawet długotrwałe bezczynne przebywanie w pozy-



1. Symulowanie stanu nieważkości w basenie imersyjnym

cji leżącej w celu stworzenia niektórym narządom ustroju możliwości pracy w sytuacjach podobnych do działania nieważkości. Chociaż wszystkie wymienione możliwości mogły tylko do pewnego stopnia odzwierciedlać właściwą nieważkość, to jednak przyczyniły się one do poznania szeregu odczynów ustroju potwierdzonych w późniejszych lotach kosmicznych. Najwięcej doświadczeń zebrano podczas badań ludzi zanurzonych w wodzie. Uzyskane wyniki badań porównywano następnie z wynikami badań prowadzonych w czasie lotu po torze balistycznym. Pomimo zasadniczych różnic zewnętrznych podobieństwo odczuć subiektywnych badanych pomiędzy zanurzeniem w wodzie a nieważkością było tak duże, że pozwoliło wykorzystać tę metodę do badań fizjologicznych jako mniej kosztowną i mniej skomplikowaną.

W wyniku tych badań stwierdzono, że jeżeli u człowieka zanurzonego w wodzie wyeliminuje się orientację wzrokową i orientację przestrzenną pochodzącą z receptorów ustrojowych oraz wyłączy się bodźce płynące z narządu równowagi, wówczas dozna on analogicznych odczuć, jak w stanie nieważkości. Dalsze badania prowadzone w tych warunkach wykazały, że nawet przy normalnych ruchach głowy występuje duża nadpobudliwość narządu równowagi. Zmiany te sugerowały możliwość wystąpienia specyficznych zaburzeń orientacji przestrzennej, takich jak: brak prawidłowej oceny położenia poziomego i pionowego względem horyzontu oraz objawów towarzyszących zwykle chorobie morskiej, jak nudności, wymioty lub złe samopoczucie. Duży wpływ na występowanie wspomnianych objawów miały skłonności osobnicze.

Inne prace sugerowały możliwość wystąpienia zaburzeń zmysłowych wynikających ze zmniejszenia się ilości impulsów nerwowych pochodzących z oddziaływania środowiska otaczającego. Uważano, że brak parcia na ciało przedmiotów stykających się z nim pod wpływem grawitacji ograniczy znacznie napływ bodźców płynących do ośrodkowego układu nerwowego z receptorów skórnych i podskórnych, co sugerowało, że mogą powstać zaburzenia czucia i orientacji przestrzennej. Duży wpływ na powstanie zaburzeń ze strony innych narządów zmysłowych będą miały: bezczynność, odosobnienie, brak bodźców wzrokowych (w ciemnościach) i słuchowych (w ciszy kosmicznej). Ostrzegano, że działanie nieważkości przez dłuższy okres czasu może pogłębiać progresywnie zaburzenia zmysłowe. Nie oczekiwano jednak wystąpienia podobnych zaburzeń u kosmonautów zajętych czynnościami związanymi z pilotowaniem statku kosmicznego.

Omówione wyżej wyniki badań i sugestie uczonych znalazły częściowe potwierdzenie w czasie lotu kosmicznego. Większość kosmonautów stwierdzała, że przejście do stanu nieważkości zaobserwowali na podstawie swobodnego unoszenia się przedmiotów w kabine. Jednocześnie wystąpiło „uczucie lekkości”. U niektórych kosmonautów (Titow, Nikołajew, Popowicz) tuż po osiągnięciu stanu nieważkości wystąpiły wrażenia nieprawidłowego położenia ciała w przestrzeni, u innych (Feokistow, Jegorow) złudzenia te rozwijały się w okresie późniejszym. Złudzenia ruchu charakteryzowały się uczuciem obracania, opadania i przemieszczania się ciała względem kabiny. Zdaniem autorów radzieckich mogą one uporczywie utrzymywać się przez cały lot kosmiczny, niekiedy całkowicie zanikać, to znów nasilać się. Kosmonauci, u których zjawiska te wystąpiły, nie określali ich jako skrajnie nieprzyjemne lub trudne do zniesienia, uważali je raczej za pewne objawy związane z samopoczuciem. Jest rzeczą interesującą, że napinanie mięśni i przyciskanie się do oparcia fotela w znacznym stopniu zmniejszało złudzenia ruchu lub likwidowało je całkowicie. Fakt ten podkreśla znaczenie receptorów skórnych i mięśniowych w przywróceniu prawidłowej oceny położenia ciała w przestrzeni. Lot Titowa wykazał, że dłuższe przebywanie w przestrzeni kosmicznej może wywołać pewne objawy, które określił on jako zbliżone z symptomami lekkiego kołysania w chorobie morskiej. Objawy te wystąpiły w czasie czwartego okrążenia Ziemi i utrzymywały się do końca lotu. Intensywność ich zmniejszała się nieco po okresie snu. Swoista forma „kołysania kos-



7. Stan krótkotrwałej nieważkości w samolocie

micznego” stała się przedmiotem zainteresowania specjalistów i przyszłych kosmonautów. Nikołajew i Popowicz w ciągu pierwszych okrążeń Ziemi starali się możliwie ograniczyć ruchy głowy, obawiając się powstania podobnych reakcji. Jednakże nie stwierdzając żadnych zaburzeń tego rodzaju, przestali ograniczać ruchy i starali się spowodować wystąpienie złudzeń. Ruchy głowy i tułowia nie wywoływały żadnych nieprzyjemnych wrażeń i nie wpływały na samopoczucie. Niekiedy jednak występowały złudzenia położenia przestrzennego. Zamknięcie oczu po uwolnieniu się z fotela wywołało u Nikołajewa trudności określenia położenia przestrzennego, okazało się natomiast łatwe dla Popowicza, który jako element orientacyjny wykorzystał szum wentylatora pokładowego.

Tak więc doświadczenia pierwszych lotów kosmicznych wykazały, że wrażenia subiektywne i reakcje badanych odzwierciedlające zmiany w narządach zmysłowych i narządzie równowagi wykazują duże różnice indywidualne. Powiązanie objawów „kołysania kosmicznego” z ruchami głowy i oczu świadczy o niewątpliwym współdziałaniu w patogeniezie tych zjawisk aparatu przedsionkowego wchodzącego w skład narządu równowagi, a także innych analizatorów kształtujących spostrzeżenia przestrzenne.

Inny, również ciekawy, kierunek badań dotyczył zachowania się układu krążenia krwi w stanie nieważkości. W procesie rozwoju człowieka ukształtowały się mechanizmy kompensacyjne pobudzające układ krążenia do wyrównywania zaburzeń hydrostatycznych powstających w czasie przejścia z pozycji leżącej do pozycji pionowej. Celowość ukształtowania się tych odczynów była uwarunkowana budową anatomiczną układu krążenia. Charakteryzuje się ona przebiegiem dużych naczyń krwionośnych w podłużnej osi ciała, a więc równoległe do wektora działania siły grawitacyjnej. W przypadku pozycji stojącej słup ciśnienia hydrostatycznego krwi i rozkład ciśnień mierzone na różnych poziomach ciała ulega zmianie. Ażeby częściowo wyrównać różnice ciśnień, przyspiesza się akcja serca, wzrasta wentylacja płuc i zwiężają się te obszary naczyń krwionośnych, do których napływa większa ilość krwi. Regulacja ta zachodzi na drodze nerwowej i hormonalnej poprzez system receptorów rozmieszczonych na różnych poziomach układu krążenia. Celowość tych odczynów skierowanych na przeciwdziałanie grawitacji w pozycji pionowej traci swoje znaczenie w stanie nieważkości. Na podstawie licznych prac, w których jako metodę badania wykorzystano bezczynne przedłużone przebywanie w pozycji leżącej, stwierdzono znaczne obniżenie czynności odruchowej regulacji krążenia, charakteryzujące się zmniejszeniem napięcia ścian naczyń krwionośnych i postępującym spadkiem objętości krwi krążącej w dużych naczyniach. Przyczyną powstania tych zaburzeń była bezczynność odczynów kompensacyjnych regulujących krążenie krwi w pozycji stojącej. Utrata wydolności tych odczynów wy magałaby readaptacji do przebywania w pozycji pionowej, w przeciwnym razie doszłoby do przemieszczania się masy krwi w kierunku niżej położonych obszarów ciała i niedotlenienia ośrodkowego układu nerwowego. Zdaniem autorów amerykańskich stopień upośledzenia regulacji krążenia byłby u zdro-

wego człowieka prawdopodobnie niezbyt szybki i, aby efekt ten mógł się uwidocznić, stan nieważkości musiałby utrzymywać się minimum kilka dni. Zastosowanie kostiumów przeciwprzeciążeniowych, bandaży elastycznych i innych środków uciskających kończyny zwiększa objętość krwi krążącej w dużych naczyniach krwionośnych i tym samym ułatwia pracę serca w tych warunkach.

Z fizycznego punktu widzenia stan nieważkości nie stwarza szkodliwych warunków dla pracy układu krążenia. Odwrotnie, niektóre funkcje tego układu stają się ułatwione. Np. w stanie nieważkości eliminuje się czynnik ciśnienia hydrostatycznego w naczyniach krwionośnych i powstaje względnie równomierny rozkład krwi krążącej w całym ustroju. Oprócz tego w stanie nieważkości nie potrzeba siły mięśniowej niezbędnej do podtrzymania pozycji ciała, przez co zmniejsza się ilość energii zużywanej w czasie pracy mięśniowej. Wydaje się więc, że działanie nieważkości powinno zmniejszyć obciążenie układu sercowo-naczyniowego. Biorąc pod uwagę, że w stanie nieważkości zaniknie czynność receptorów reagujących na działanie grawitacji, może dojść do przestrojenia ośrodków regulacyjnych ze wzrostem ich pobudliwości i labilności. W związku z tym można oczekiwać, że emocja i zaburzenia pochodzące z narządu równowagi mogą spowodować chwzięność odruchowych reakcji układu sercowo-naczyniowego.

Przedstawione założenia teoretyczne były przedmiotem szczegółowej analizy dynamiki różnych wskaźników układu sercowo-naczyniowego podczas lotu orbitalnego kosmonautów radzieckich. Według danych Bajewskiego i Gazenki zachowanie się tętna w początkowych okrążeniach Ziemi wykazywało znaczne różnice indywidualne. Częstość tętna osiągała u kosmonautów najwyższe wartości w okresie przedstartowym i w pierwszych minutach po starcie, zmniejszając się już w czasie wchodzenia statku na orbitę. Fakt ten świadczy o dominującym wpływie czynnika emocjonalnego w pierwszej fazie lotu. Po przejściu do stanu nieważkości obserwowano stopniowe zwalnianie akcji serca zmniejszające się z dnia na dzień i osiągające w końcowej fazie lotu wartości mniejsze aniżeli przed lotem. Podobnie w czasie snu częstość tętna była niższa niż w analogicznych warunkach na Ziemi. Dane te mogą z jednej strony świadczyć o mniejszym zużyciu energii w stanie nieważkości, a z drugiej strony wskazują, że proces adaptacji do warunków lotu orbitalnego wymaga dłuższego okresu czasu, na przestrzeni którego reakcje układu sercowo-naczyniowego będą nieadekwatne poziomowi obciążenia.

Inne wskaźniki zachowania się układu krążenia, a wśród nich ciśnienie tętnicze krwi, nie wykazały większych zaburzeń, mogących sugerować szkodliwy wpływ nieważkości na układ krążenia. Jednakże brak regulacji odruchowej naczyń krwionośnych i spadek objętości krwi krążącej w stanie nieważkości, który nie wydaje się obniżać sprawności układu krążenia w tych warunkach, może znacznie zaburzyć regulację układu krążenia w pozycji pionowej po powrocie na Ziemię. Na podstawie badań kosmonautów radzieckich po kilkudniowym pobycie w stanie nieważkości stwierdzono, że przejście do strefy oddziaływania przyspieszeń było względnie dobrze znoszone i nie wywołało u nich zaburzeń świadomości. Być może, że wpłynął na to intensywny program treningowy prowadzony na wirówkach przeciążeniowych na Ziemi, jak również specjalnie opracowany program ćwiczeń fizycznych przeprowadzany podczas lotu kosmicznego. W każdym razie po dłuższych lotach kosmicznych problem readaptacji układu krążenia jest zagadnieniem otwartym.

Sugerowano również, że w stanie nieważkości mogą wystąpić zaburzenia czynności układu trawiennego. Przyczyn tych zaburzeń doszukiwano się w niewystarczającym rozdzielaniu się gazów i płynów, co mogło doprowadzić do spienienia treści pokarmowej i zaburzeń perystaltyki jelit oraz takich objawów jak: nudności, wymioty i rozwolnienie. Loty Titowa, Carpentera, Nikolajewa i Popowicza nie potwierdziły

tych przypuszczeń. Wykazały one, że człowiek w stanie nieważkości może spożywać pokarmy stałe i płynne. Według dotychczasowych doświadczeń polykanie i przyswajanie pokarmów przebiega zupełnie normalnie. Jedynym niebezpieczeństwem jest możliwość pokruszenia ich, a unoszące się w powietrzu okruchy mogą zostać zassane np. do układów wentylacyjnych lub wraz z powietrzem dostać się do układu oddechowego kosmonauty i spowodować zachłyśnięcie.

Dotychczasowe stosunkowo krótkie loty kosmiczne wykazały, że stan nieważkości może w sposób istotny wpływać na aparat ruchowy człowieka. Jak wiadomo, nasz aparat ruchowy jest przystosowany do stałego oddziaływania siły ciężenia. Na wykonanie jakiegokolwiek zamierzonego ruchu zużyjemy więcej siły niż w stanie nieważkości. Dlatego w pierwszym okresie nieważkości powstaną pewne kolizje z otoczeniem. W chwili zaniku ciężenia każdej akcji będzie się przeciwstawiać jedynie opór atmosfery wewnątrz kabiny oraz siły bezwładności, które w przypadku powolnych ruchów można pominąć. Również praca mięśni, związana z utrzymaniem właściwej postawy, ulega ograniczeniu. Stąd też pochodzi obawa, że przy przedłużającym się stanie nieważkości może występować zanikanie mięśni. Brak siły naciskającej na stawy i kości może być z kolei przyczyną odwapniania się kości. Procesy te są stopniowe i dlatego jest rzeczą wątpliwą, aby mogły one osiągnąć niebezpieczny poziom w okresie krótszym niż miesiąc. Zjawiska takie obserwuje się u ludzi unieruchomionych przez czas dłuższy opatrunkiem gipsowym. Aby tego uniknąć, załoga statków kosmicznych będzie musiała w czasie lotu wykonywać szereg specjalnych ćwiczeń gimnastycznych, wykorzystując opory tarcia i inne środki. Z dotychczasowych lotów kosmicznych wynika, że pomimo obniżonego napięcia mięśni kosmonauci nie stwierdzali jakichkolwiek zaburzeń koordynacji ruchów. Praca z urządzeniami pokładowymi statku, aparaturą naukową, kamerami filmowymi i innymi przyrządami nie stwarzała dodatkowych trudności. Należy jednak przypomnieć, że kosmonauci zapoznali się z warunkami pracy w nieważkości podczas lotów treningowych na samolotach.

Reasumując to zagadnienie trzeba podkreślić, że dobrą tolerancję nieważkości należy przypisać regularnym treningom specjalnym, które obejmowały nie tylko zagadnienia kondycyjne, ale również ćwiczenia na symulatorach naśladujących cały lot kosmiczny.

Lot orbitalny stwarza człowiekowi nowe warunki środowiskowe. Nieoczekiwane sytuacje, świadomość ryzyka i szereg fizycznych czynników stresowych oddziałujących na jego ustrój powoduje bardzo złożony i zagmatwany obraz reakcji psychofizjologicznych. Z przedstawionych niektórych wyników badań lotu kosmicznego wynika, że krótkotrwałe loty orbitalne nie przedstawiają niebezpieczeństwa ani dla życia, ani dla wydolności człowieka. Być może, że w miarę przedłużania się czasu oddziaływania nieważkości trzeba będzie podjąć środki zapobiegawcze, m.in. w postaci stworzenia sztucznej grawitacji w pojazdach kosmicznych, aby zapobiec mogącym wystąpić zaburzeniom podstawowych funkcji fizjologicznych. W każdym razie pierwsi kosmonauci w swoich sprawozdaniach podkreślali, że pobyt w stanie nieważkości nie sprawiał im trudności w wykonywaniu ich zadań.

Literatura

1. „Pierwsze kosmiczskie polety człowieka”. Pod red. N. M. Sisakjana i W. I. Jazdowskiego. Izdat. ANSSSR, 1962.
2. Graveline E.: „Maintenance of cardiovascular adaptability during prolonged weightlessness”. Aerospace Medicine, marzec 1962.
3. Holden G., Smedal H., Smith J.: „Physiological instrumentation systems for monitoring pilot response to stress at zero and high G”. Aerospace Medicine, kwiecień 1962.
4. „Effects of weightlessness in ballistic and orbital flight”. Opracowanie zbiorowe, Aerospace Medicine, wrzesień 1962.

Maksymalna prędkość śmigłowca i możliwość jej podwyższenia

Główną charakterystyczną cechą śmigłowców jest, jak wiadomo, zdolność wykonywania lotów wiszących (zawisów). Pozwala to śmigłowcom na spełnianie szeregu zadań niewykonalnych przez inne statki powietrzne jak: ratownictwo, transport w niedostępnym terenie, prace montażowe, różne misje wojskowe itp.

W wyniku licznych badań statystycznych stwierdzono, że śmigłowiec spędza w zawisie drobny załadowie ułamek swego życia, nie przekraczający w typach uniwersalnych 4%. Pozostałe 96% śmigłowiec przebywa w locie do przodu, przy czym na lot z wysoką prędkością, sięgającą maksymalnej dopuszczalnej, przypada z tego aż 13,5% [1].

Walka o zapewnienie śmigłowcom możliwie wysokich prędkości lotu poziomego toczy się od samego początku ich istnienia. Początkowo na przeszkodzie osiągnięcia dużych V_{max} stała niska doskonałość aerodynamiczna kadłubów i wirników oraz mało sprawne zespoły napędowe. W miarę usuwania tych wad śmigłowców prędkość maksymalna lotu poziomego wzrastała do około 200 km/h, przy której to wielkości ograniczenie V_{max} zaczęło być związane z osiąganiem przez łopaty nośne krytycznych kątów natarcia i występowaniem związanych z tym zjawiskiem drgań i zakłóceń sterowności. Gdy do napędu śmigłowców wprowadzono lekkie silniki turbiniowe, ograniczenie V_{max} przez kąty natarcia stało się pierwszoplanowe.

Poszukiwania sposobu zapewnienia śmigłowcom znacznie większych niż 200 km/h prędkości lotu przyniosły w ostatnich latach szereg rozwiązań, które w części znalazły już praktyczne zastosowanie w śmigłowcach doświadczalnych, a nawet w niektórych seryjnych.

Celem niniejszej pracy jest wskazanie zasad, na jakich oparte są najbardziej znane ze wspomnianych wyżej rozwiązań, a mianowicie:

- a) dodatkowy ciąg do przodu,

b) skrzydło dodatkowe,

c) sterowanie wyższymi harmonicznymi,

d) wymuszenie dużych wahań łopat w płaszczyźnie obrotu.

Rozważania poprzedzono analizą energetyczną śmigłowca dla wskazania, jakie czynniki wpływają na ograniczenie V_{max} mocą i analizą kątów natarcia dla ujawnienia czynników wywierających wpływ na ograniczenie V_{max} krytycznymi kątami natarcia. W tym ostatnim przypadku wzięto pod uwagę tylko klasyczny wirnik przegubowy.

Dla lepszego przedstawienia rozważań dodano do poszczególnych fragmentów pracy przykład liczbowy odniesiony do hipotetycznego śmigłowca o cechach podanych w tablicy 1.

Dla uniknięcia zbytecznego skomplikowania pracy przyjęto w niej cały szereg uproszczeń, takich na przykład, jak ograniczenie się wyłącznie do lotu poziomego lub założenie, że pochylenie kadłuba w locie do przodu jest równe pochyleniu tarczy wirnika itd. Uproszczenia te nie naruszają ogólnych wniosków.

Czynniki ograniczające maksymalną prędkość śmigłowców

Ograniczenie prędkości maksymalnej mocą zespołu napędowego

Całkowita moc, jaką w locie poziomym dostarczyć musi do wirnika śmigłowca zespół napędowy, jest równa:

$$\eta N = N_i + N_p + N_{sz} \quad (1)$$

gdzie:

N — moc oddawana przez zespół napędowy,

N_i — moc indukowana,

N_p — moc profilowa,

N_{sz} — moc na pokonanie oporów szkodliwych,

η — ogólna sprawność napędu uwzględniająca straty w przekładniach, na chłodzenie, napęd wirników pomocniczych itp.

Wyraźmy poszczególne moce elementarne w taki sposób, by były one funkcją bezwymiarowego współczynnika prędkości: $\mu = \frac{V \cdot \cos \alpha_w}{Q R} \cong \frac{V}{\Omega R}$. Pozwoli to na znalezienie μ odpowiadającego maksymalnej prędkości lotu poziomego śmigłowca ze względu na ograniczenie mocą.

W locie do przodu z prędkością większą od $\mu = 0,1$ moc indukowaną można przedstawić zależnością:

$$N_i = \frac{Q^2}{2,75 \pi R^2 \Omega R \mu} \quad [\text{KM}] \quad (2)$$

wskazującą, że moc indukowana maleje w miarę wzrostu prędkości.

Moc profilowa śmigłowca lecącego poziomo jest równa w przybliżeniu:

$$N_p = C_{xp} \cdot \frac{\sigma \pi R^2 (\Omega R)^3 \Omega}{8,75} (1 + 4,65 \mu^2) \quad [\text{KM}] \quad (3)$$

Tablica 1. Dane śmigłowca do obliczeń przykładowych

Moc silnika maks.	$N = 575 \text{ KM}$
Ciężar całkowity	$Q = 2500 \text{ kG}$
Promień wirnika nośnego	$R = 7,09 \text{ m}$
Powierzchnia tarczy wirnika	$\pi R^2 = 154 \text{ m}^2$
Współczynnik wypełnienia	$\sigma = 0,0545$
Moment statyczny łopaty	$S = 165 \text{ kGm}$
Moment bezwładności łopaty	$I = 84,1 \text{ kGms}^2$
Stała masowa łopaty	$\gamma = 4,09$
Cięciwa łopaty (stała)	$b = 0,49 \text{ m}$
Skręcenie łopaty (liniowe)	$\theta_{so} = -4^\circ = -0,07 \text{ rd}$
Ilość łopat	$k = 3$
Odległość przegubu poz. od osi obr.	$r_H = 0,35 \text{ m}$
Odległość nasady łopaty od osi obr.	$r_o = 0,70 \text{ m}$
Opór profilowy (średni)	$C_{xp} = 0,908$
Gradient siły nośnej	$a = 5,73$
Obciążenie tarczy wirnika	$p = 16,2 \text{ kG/m}^2$
Prędkość kątowa wirnika	$\Omega = 8 \pi \text{ rd/s}$
Prędkość obwodowa końców łopaty	$\Omega R = 176 \text{ m/s}$
Współczynnik strat brzegowych (zaniczb.)	$B = 1,0$
Sprawność napędu	$\eta = 0,8$
Opór czołowy (pow. płyty równ.)	$f = 1,4 \text{ m}^2$

Moc na pokonanie oporów szkodliwych można przedstawić jako równą:

$$N_{sz} = \frac{C_{xsz} \rho \mu^3 (\Omega R)^3 \pi R^2}{2,75} \quad [\text{KM}] \quad (4a)$$

lub:

$$N_{sz} = \frac{f \rho \mu^3 (\Omega R)^3}{2,75} \quad [\text{KM}] \quad (4b)$$

gdzie:

C_{xsz} — współczynnik oporu (średni) odniesiony do powierzchni tarczy wirnika,
 f — powierzchnia równoważnej płyty płaskiej
 $= C_{xsz} \cdot \pi R^2$.

Po podstawieniu (2), (3) i (4b) do równania (1) otrzymuje się równanie równowagi mocy:

$$\eta N = \frac{K_1}{\mu} + K_2 \cdot \mu^2 + K_3 + K_4 \cdot \mu^3 \quad (5)$$

w którym współczynniki K są równe:

$$K_1 = \frac{Q^2}{2,75 \pi R^2 \rho \Omega R} \quad [\text{KM}]$$

$$K_2 = 4,65 \cdot K_3$$

$$K_3 = \frac{C_{xv} \sigma R^2 (\Omega R)^3}{8,75} \quad [\text{KM}]$$

$$K_4 = \frac{f \rho (\Omega R)^3}{2,75} \quad [\text{KM}]$$

Równanie (5) daje się łatwo przekształcić w równanie 4 stopnia:

$$\mu^4 + \frac{K_2}{K_4} \mu^3 + \frac{K_3 - \eta N}{K_4} \mu + \frac{K_1}{K_4} = 0 \quad (6)$$

którego rzeczywiste pierwiastki mogą być znalezione wykreślnie. Dodatni pierwiastek rzeczywisty reprezentować będzie μ odpowiadające maksymalnej osiągalnej (ze względu na moc) prędkości poziomego lotu śmigłowca.

Dla śmigłowca przyjętego jako przykład obliczeniowy mamy:

$$K_1 = 12,3 \text{ KM}$$

$$K_2 = 355,3 \text{ KM}$$

$$K_3 = 76,4 \text{ KM}$$

$$K_4 = 6360 \text{ KM}$$

$$K_3 - \eta N = -383,6 \text{ KM}$$

Równanie (6) dla przykładowego śmigłowca ma postać:

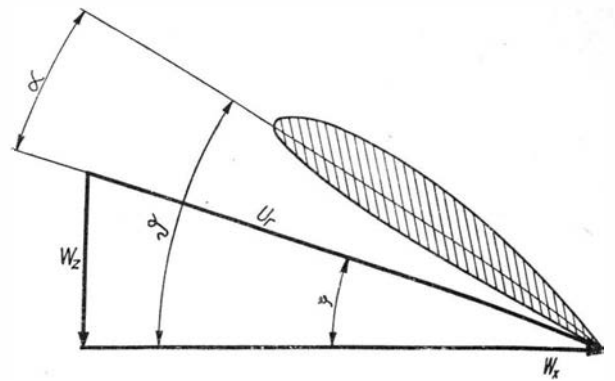
$$\mu^4 + 0,05585 \mu^3 - 0,06031 \mu + 0,001933 = 0$$

Spełnione jest ono przez $\mu = 0,362$, co odpowiada maksymalnej prędkości lotu poziomego (ograniczonej mocą):

$$V_{max} = \mu \Omega R = 0,362 \cdot 176 = 63,7 \text{ m/s} = 229,4 \text{ km/h}$$

Ograniczenie prędkości maksymalnej kątami natarcia łopaty

Większość współcześnie użytkowanych śmigłowców wyposażona jest w wirniki przegubowe, tj. takie, których łopaty nośne zawieszono w głowicy w sposób zapewniający im swobodę wahań w płaszczyźnie obrotu i prostopadłej do niej. Ceną zaletą takiego wirnika jest brak momentów gnących u nasady łopat.



1. Kąt natarcia elementu łopaty

Wahania łopat wirnika przegubowego w płaszczyźnie prostopadłej do płaszczyzny obrotu wyrazić można szeregiem Fouriera:

$$\beta = a_0 - a_1 \cos \psi - b_1 \sin \psi - a_2 \cos 2\psi - b_2 \sin 2\psi \quad (7)$$

gdzie:

β — kąt wzniosu łopaty, tj. kąt zawarty między podłużną osią łopaty i płaszczyzną sterowania,

a_0 — kąt stożka wirnika, tj. niezależny od azymutalnego położenia łopaty kąt zawarty między jej osią podłużną i płaszczyzną końców łopat ($a_0 = \beta$ w zawisie),

a_1, b_1, a_2, b_2 — współczynniki przedstawiające amplitudy harmoniczných wahań łopaty wokół przegubu poziomego,

ψ — azymut łopaty, tj. kąt zawarty między podłużną osią łopaty i podłużną osią śmigłowca, liczony od tylnego położenia zgodnie z kierunkiem obrotu.

Sterowanie wirnikiem przegubowym odbywa się najczęściej za pomocą tarczy sterującej zapewniającej zmianę kąta nastawienia łopat według prawa:

$$\vartheta = \vartheta_0 - A_1 \cos \psi - B_1 \sin \psi \quad (8)$$

gdzie:

ϑ — kąt nastawienia, tj. kąt zawarty między cięciwą profilu łopaty i płaszczyzną obrotu (końców łopat),

ϑ_0 — średni, niezależny od azymutu łopaty, kąt nastawienia, wokół którego mają miejsce harmoniczných zmiany ϑ (skok ogólny wirnika),

A_1, B_1 — współczynniki przedstawiające amplitudy harmoniczných zmian kąta nastawienia.

Dla znalezienia związków określających kąt natarcia elementu łopaty wirnika rozpatrzeć należy obraz wektorów prędkości w otoczeniu takiego elementu.

Jak widać z rys. 1 kąt natarcia jest równy:

$$\alpha = \vartheta - \xi = \vartheta - \arctg \frac{W_z}{W_x} \quad (9)$$

Biorąc pod uwagę, że kąt ξ jest wartością małą, można ogólne wyrażenie (9) przedstawić jako:

$$\alpha = \vartheta - \frac{W_z}{W_x} \quad (10)$$

Wektor W_x przedstawia prędkość opływu elementu łopaty; jest on prostopadły do podłużnej osi łopaty i leży w płaszczyźnie obrotu wirnika. Prędkość W_x

jest sumą odpowiedniej składowej prędkości lotu do przodu V i prędkości obwodowej wywołanej obrotem wirnika z prędkością kątową Ω :

$$W_x = V \cdot \cos \alpha_w \sin \psi + \Omega r \quad (11)$$

Jeśli idzie o wyrażenie na prędkość W_z , będzie ono zależne od płaszczyzny odniesienia wartości kątowych. Przyjmując za taką płaszczyznę odniesienia płaszczyznę końców łopat (płaszczyznę tarczy) prędkość W_z można przedstawić jako sumę:

$$W_z = V \cdot \sin \alpha_w + a_0 V \cdot \cos \alpha_w \cos \psi + v \quad (12)$$

gdzie v — prędkość indukowana.

Po podstawieniu wyrażeń (8), (11) i (12) do wzoru (10) otrzymuje się wyrażenie na kąt natarcia elementu łopaty:

$$\alpha = \vartheta_0 - A_1 \cos \psi - B_1 \sin \psi + \frac{V \sin \alpha_w + a_0 V \cos \alpha_w \cos \psi + v}{V \cos \alpha_w \sin \psi + \Omega r} \quad (13)$$

Aby otrzymać wyrażenie na kąt natarcia jako funkcję bezwymiarowego współczynnika prędkości $\mu = \frac{V}{\Omega R}$ bezwymiarowej prędkości indukowanej $\bar{v} = \frac{v}{\Omega R}$ i bezwymiarowego $\bar{r} = \frac{r}{R}$, należy ostatni człon wyrażenia (13) pomnożyć i podzielić przez prędkość obwodową końca łopat ΩR :

$$\alpha = \vartheta_0 - A_1 \cos \psi - B_1 \sin \psi + \frac{\mu (\sin \alpha_w + a_0 \cos \alpha_w \cos \psi) + \bar{v}}{\mu \cos \alpha_w \sin \psi + \bar{r}} \quad (13a)$$

Payne [2] podał związek współczynników A_1 i B_1 ze współczynnikami wahań łopat i pewnymi geometrycznymi wielkościami śmigłowca:

$$-A_1 = \frac{0,5 \mu a_2 + (\bar{r} - \bar{r}_0) b_1}{\mu \sin \psi + \bar{r}} \quad (14)$$

$$-B_1 = \frac{0,5 \mu b_2 - (\bar{r} - \bar{r}_0) a_1}{\mu \sin \psi + \bar{r}} \quad (15)$$

które dla uwzględnienia kąta natarcia wirnika α_w należy przepisać w postaci następującej:

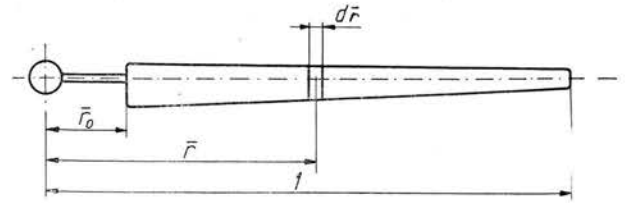
$$-A_1 = \frac{0,5 \mu a_2 \cos \alpha_w + (\bar{r} - \bar{r}_0) b_1}{\mu \cos \alpha_w \sin \psi + \bar{r}} \quad (14a)$$

$$-B_1 = \frac{0,5 \mu b_2 \cos \alpha_w - (\bar{r} - \bar{r}_0) a_1}{\mu \cos \alpha_w \sin \psi + \bar{r}} \quad (15a)$$

Po wstawieniu powyższych związków do (13a) i wykonaniu zgrupowań wyrazów otrzymamy, że kąt natarcia elementu łopaty jest równy:

$$\alpha = \vartheta_0 + \frac{1}{\mu \cos \alpha_w \sin \psi + \bar{r}} \left\{ [0,5 \mu a_2 \cos \alpha_w + (\bar{r} - \bar{r}_0) b_1 - \mu a_0 \cos \alpha_w] \cos \psi + [0,5 \mu b_2 \cos \alpha_w - (\bar{r} - \bar{r}_0) a_1] \sin \psi - \mu \sin \alpha_w - \bar{v} \right\} \quad (16)$$

Jeśli wziąć pod uwagę najczęściej spotykane rozwiązanie konstrukcyjne łopaty z liniowym skręce-



2. Łopata nośna wirnika

niem, w której kąt nastawienia elementu względem płaszczyzny obrotu jest równy:

$$\vartheta = \vartheta_0 + \bar{r} \vartheta_{os} \quad (17)$$

oraz jeśli uwzględnić, że zgodnie z hipotezą Glauerta lokalna prędkość indukowana na elemencie łopaty jest równa:

$$\bar{v} = \bar{v}_0 (1 + K \bar{r} \cos \psi) \quad (18)$$

to wyrażenie na lokalny kąt natarcia przyjmie postać:

$$\alpha = \vartheta_0 + \bar{r} \vartheta_{os} + \frac{1}{\mu \cos \alpha_w \sin \psi + \bar{r}} \left\{ [0,5 \mu a_2 \cos \alpha_w + (\bar{r} - \bar{r}_0) b_1 - \mu a_0 \cos \alpha_w K \bar{r} \bar{v}_0] \cos \psi + [0,5 \mu b_2 \cos \alpha_w - (\bar{r} - \bar{r}_0) a_1] \sin \psi - \mu \sin \alpha_w - \bar{v}_0 \right\} \quad (19)$$

We wzorach powyższych zastosowano następujące oznaczenia:

ϑ_0 — kąt nastawienia łopaty u nasady ($\bar{r} = 0$),
 ϑ_{os} — całkowity kąt skręcenia łopaty na jej końcu ($\bar{r} = 1$),

$\bar{v}_0 = \frac{v_0}{\Omega R}$ — względna średnia prędkość indukowana,
 K — współczynnik uwzględniający nierównomierność rozkładu prędkości indukowanej na tarczy wirnika w locie do przodu, dla dużych prędkości lotu może być on przyjęty $K \approx 0,5$ [3].

Jak widać z podstawowego związku (19) kąt natarcia elementu łopaty zależy jest od:

- skoku ogólnego łopaty ϑ z uwzględnieniem skręcenia,
- kąta natarcia tarczy wirnika α_w ,
- względnej średniej prędkości indukowanej \bar{v}_0 ,
- współczynników wahań łopaty a_0, a_1, b_1, a_2, b_2 ,
- prędkości lotu μ ,
- położenia elementu względem osi obrotu \bar{r} ,
- azymutalnego położenia ψ .

Rozpatrzmy kolejno wymienione powyżej wielkości. Skok ogólny ϑ_0 (u nasady) może być przedstawiony zależnością zaczerpniętą z [2]:

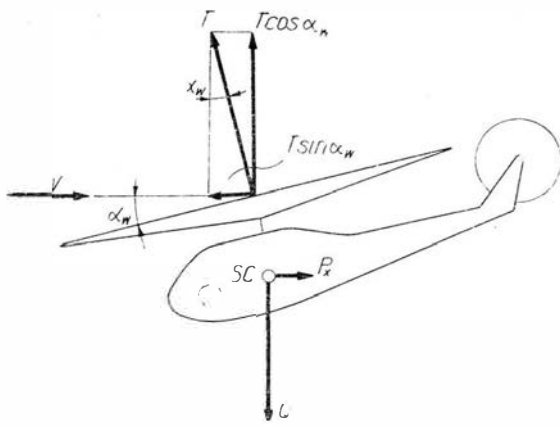
$$\vartheta_0 = \frac{C_{Tsr}^* - (t_1 + 0,5 \mu^2 t_2) \vartheta_{so} + t_2 \lambda}{t_3 + 0,5 \mu^2 t_1} \quad (20)$$

gdzie:

$$C_{Tsr}^* = \frac{8 T}{\rho (\Omega R)^2 R a k b_0} = \frac{8 Q}{\rho (\Omega R)^2 R a k b_0} \cdot \frac{1}{\cos \alpha_w} \quad (21)$$

$$t_n = 4 \int_{\bar{r}_0}^1 \frac{b}{b_0} \cdot \bar{r}^{n-1} d\bar{r} \quad (\text{patrz rys. 2}) \quad (22)$$

$$\lambda = \mu \sin \alpha_w + \bar{v}_0 \quad (23)$$



3. Siły działające na śmigłowiec „czysty” w locie poziomym (obraz uproszczony)

Kąt natarcia wirnika α_w znaleziony zostaje z analizy równowagi sił działających na śmigłowiec w locie do przodu. Dla uniknięcia zbytniego skomplikowania rozważań zaniedbamy tu świadomie zmianę α_w wynikłą z działania momentów (rys. 3).

Rzutuąc siły działające na śmigłowiec na kierunku lotu prostopadły do niego otrzymujemy:

$$T \cdot \sin \alpha_w = P_x \quad (24)$$

$$T \cdot \cos \alpha_w = Q$$

Dzieląc równania stronami otrzymamy:

$$\operatorname{tg} \alpha_w = \frac{P_x}{Q} \quad (25)$$

Siła P_x przedstawia sumę wszystkich oporów działających na śmigłowiec w locie do przodu, a mianowicie:

- profilowego oporu wirnika P_p ,
- oporu indukowanego P_i ,
- oporu szkodliwego P_{sz} ,

$$P_x = P_p + P_i + P_{sz} \quad (26)$$

Opory składowe znajdujemy z wyrażeń na analogiczne moce składowe przytoczonych jako wzory (2), (3) i (4), pamiętając, że każda moc elementarna (KM) może być wyrażona jako iloczyn oporu i prędkości lotu:

$$N = \frac{P \cdot V}{75} = \frac{P \mu \Omega R}{75}$$

skąd

$$P = \frac{75 \cdot N}{V} = \frac{75 \cdot N}{\mu \Omega R} \quad (27)$$

Korzystając ze związków (2), (3), (4) i (27) otrzymujemy następujące wyrażenie na opory składowe:

$$P_p = \frac{C_{xp} \sigma}{4 C_T} (1 + 4,65 \mu^2) Q \quad (28)$$

$$P_i = \frac{Q \cdot C_z}{4} \quad (29)$$

$$P_{sz} = \frac{Q}{C_z} \cdot \frac{f}{\pi R^2} \quad (30)$$

gdzie:

$$C_T = \frac{2 T}{\rho \pi R^2 (\Omega R)^2} \cong \frac{2 Q}{\rho \pi R^2 (\Omega R)^2}$$

$$C_z = \frac{2 Q}{\rho \pi R^2 \mu^2 (\Omega R)^2} \cong \frac{C_T}{\mu^2}$$

Po zsumowaniu oporów elementarnych zgodnie z (26) i podzieleniu sumy przez ciężar śmigłowca Q otrzymujemy z (25):

$$\alpha_w = \operatorname{arctg} \frac{C_{xp} \sigma}{4 \mu C_T} (1 + 4,65 \mu^2) + \frac{C_T}{4 \mu^2} + \frac{f \mu^2}{C_T \pi R^2} \quad (31)$$

Średnią prędkość indukowaną wyznaczyć można z wystarczającej dla celów niniejszej pracy prostej zależności:

$$v_0 = \frac{p}{2 \rho e \mu \Omega R} \quad (32)$$

gdzie:

$$p - \text{obciążenie tarczy wirnika } p = \frac{Q}{\pi R^2}$$

e — współczynnik uwzględniający średnie straty brzegowe przyjmowany zwykle $e \cong 0,92$ lub w postaci bezwymiarowej:

$$\bar{v}_0 = \frac{p}{2 \rho e \mu (\Omega R)^2} \quad (32a)$$

Współczynniki badań łopaty przegubowej (a_0, a_1, b_1, a_2, b_2) stanowią niewątpliwie jeden z bardziej kłopotliwych do obliczenia elementów. Ponieważ jednak dla prowadzonych rozważań nad prędkością maksymalną współczynniki te nie muszą być określone ze zbyt wielką dokładnością, można wyznaczyć je sposobem podanym w Report NACA 716 z 1941 r., przytoczonym w pracy A. Gessowa i G. C. Myersa [3]. Sposób ten polega na obliczeniu współczynników jako funkcji współczynnika przepływu przez wirnik λ , skoku ogólnego ϑ_0 , kąta skręcenia ϑ_{so} , charakterystycznych wielkości łopaty (moment bezwładności względem przegubu I , moment statyczny S) itp. Pomocą w obliczeniu są gotowe współczynniki liczbowe d_n , przytoczone w tabeli 2, a związane ze współczynnikami wahań w sposób następujący:

$$\frac{a_0}{\gamma} = 2 \left[d_1 \lambda + d_2 \vartheta_0 + d_3 \vartheta_{so} - \frac{1}{2\gamma} \cdot \frac{S}{I \Omega^2} \right] \quad (33)$$

$$a_1 = d_4 \lambda + d_5 \vartheta_0 + d_6 \vartheta_{so} \quad (34)$$

$$\frac{b_1}{\gamma} = 2 \left[d_7 \lambda + d_8 \vartheta_0 + d_9 \vartheta_{so} + \frac{1}{2\gamma} \cdot \frac{S}{I \Omega^2} \cdot d_{10} \right] \quad (35)$$

$$\frac{a^2}{\mu^2} = d_{11} \lambda + d_{12} \vartheta_0 + d_{13} \vartheta_{so} \quad (36)$$

$$\frac{b_2}{\mu^2} = d_{14} \lambda + d_{15} \vartheta_0 + d_{16} \vartheta_{so} \quad (37)$$

Tabela 2

d_n	0,25	0,30	0,35	0,40
d_1	0,1526	0,1530	0,1535	0,1542
d_2	0,1178	0,1210	0,1245	0,1285
d_3	0,0905	0,0926	0,0949	0,0975
d_4	0,5438	0,6592	0,7781	0,9011
d_5	0,7154	0,8737	1,0404	1,2172
d_6	0,5199	0,6343	0,7545	0,8813
d_7	0,0517	0,0619	0,0720	0,0822
d_8	0,0401	0,0492	0,0590	0,0695
d_9	0,0308	0,0376	0,0449	0,0526
d_{10}	-0,3328	-0,3939	-0,4522	-0,5071
d_{11}		0,7694		
d_{12}		0,6890		
d_{13}		0,5246		
d_{14}		-0,1573		
d_{15}		-0,1907		
d_{16}		-0,1423		

Pozostałe wielkości wpływające na kąt natarcia elementu łopaty nie wymagają wyjaśnień.

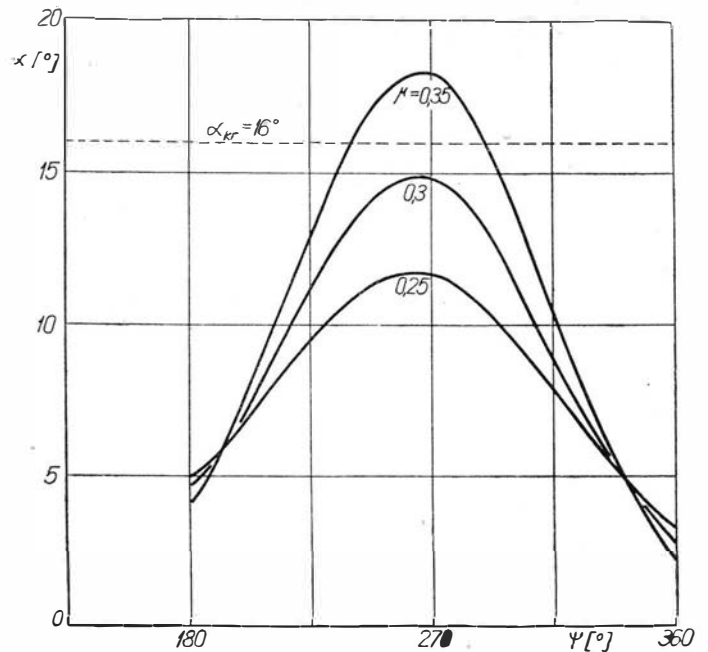
Tablica 3

Wielkość	μ			
	0,25	0,30	0,35	0,40
Kąt natarcia tarczy wirnika α_w	9°33'	10°22'	11°45'	13°39'
	0,167	0,180	0,205	0,238
Kąt nastawienia łopaty u nasady ϑ_0	11°12'	11°43'	12°33'	13°41'
	0,195	0,204	0,219	0,239
Prędkość induk. \bar{v}_0	0,00908	0,00757	0,00649	0,00568
Współczynnik przepływu λ	0,0505	0,0614	0,0777	0,1000
Współczynniki wahań:				
a_0	0,1922	0,2181	0,2575	0,3112
a_1	0,1305	0,1743	0,2208	0,3193
b_1	0,0653	0,0887	0,1217	0,1676
a_2	0,0085	0,0136	0,0213	0,0328
b_2	-0,0022	-0,0035	-0,0054	-0,0082

Obliczenie podstawowych wielkości wpływających na kąt natarcia i wstawienie ich do zależności (19) stwarza możliwość wykreślenia rozkładu kątów na całej tarczy wirnika. Dla analizy prędkości maksymalnej jest to jednak czynność zbyt ciężka. Wystarczy zbadać kąt natarcia na promieniu $\bar{r} = 0,7$ w przedziale azymutów $180^\circ \leq \psi \leq 360^\circ$. Według przyjętych kryteriów za graniczną prędkość maksymalną przyjmuje się tę, przy której kąt natarcia elementu położonego na $\bar{r} = 0,7$ w wyżej wymienionym przedziale azymutów osiągnie wartość $\alpha_{kr} = 16^\circ$.

Dla przytoczonych warunków wzór (19) na kąt natarcia przyjmie postać:

$$\alpha = \vartheta_0 + 0,7 \vartheta_{0s} + \frac{1}{\mu \cos \alpha_w \sin \psi + 0,7} \{ [0,5 \mu a_2 \cos \alpha_w + (0,7 - \bar{r}_0) b_1 - \mu a_0 \cos \alpha_w - 0,35 \bar{v}_0] \cos \psi + [0,5 \mu b_2 \cos \alpha_w + (0,7 - \bar{r}_0) a_1] \sin \psi - \mu \sin \alpha_w - \bar{v}_0 \} \quad (19a)$$



4. Kąt natarcia w przekroju łopaty $r = 0,7$ (śmigłowiec „czysty”).

Ten właśnie wzór posłużył do przeliczenia kątów natarcia łopaty nośnej śmigłowca — przykładu. Otrzymano dla tego śmigłowca:

$$\begin{aligned} C_T &= 0,00838 \\ t_1 &= 3,800 \\ t_2 &= 1,995 \\ t_3 &= 1,333 \\ t_4 &= 1,000. \end{aligned}$$

Inne wielkości związane z prędkością lotu zawiera tablica 3.

Przebieg kątów natarcia α w przekroju na promieniu $\bar{r} = 0,7$ przedstawia rys. 4. Jak z niego wynika graniczna wartość $\alpha = 16^\circ$ osiągnięta jest przy $\mu = 0,312$, co daje maksymalną prędkość lotu śmigłowca ograniczoną kątami natarcia równą:

$$V_{max} = \mu \Omega R = 0,312 \cdot 176 = 54,9 \text{ m/s} = 197,7 \text{ km/h.}$$

Jest to prędkość o 31,7 km/h mniejsza od tej, jaką obliczono z mocy zespołu napędowego.

100 LAT W SŁUŻBIE TECHNIKI POLSKIEJ

Pod tym hasłem tygodnik PRZEGLĄD TECHNICZNY święcił swój jubileusz w październiku br. Jest to duże wydarzenie w prasie nie tylko technicznej. Od początku swego istnienia „pismo poświęcone przemysłowi krajowemu, obejmujące zastosowania inżynierii cywilnej, budownictwa, górnictwa, mechaniki, metalurgii oraz technologii chemicznej i mechanicznej” kontynuuje te założenia sprzed 100 lat, oczywiście w dużo szerszym zakresie. Pismo ciągle się rozwija równoległe z rozwojem nauki i techniki. Jego treść nadąża za zmianami i nowymi osiągnięciami, zawiera publikacje zaznajamiające z ogólnym postępem nauki i techniki. Jest tak redagowane, aby z pożytkiem i zainteresowaniem czytali je przedstawiciele wszystkich specjalności, a także zawodów nietechnicznych. Pismo zaznajamia z całokształtem problemów ekonomicznych i gospodarczych kraju.

Z okazji pięknego jubileuszu pisma składamy całemu Zespołowi Redakcyjnemu serdeczne gratulacje oraz życzenia dalszej owocnej pracy w służbie rozwoju postępu technicznego dla dobra naszego kraju.

Redakcja miesięcznika

TECHNIKA LOTNICZA I ASTRONAUTYCZNA

Sprawozdanie z konferencji naukowo-technicznej w Instytucie Lotnictwa na temat konstrukcji lekkich

W związku z dwudziestolecie istnienia Instytutu Lotnictwa odbyła się tam w dniach od 30 maja do 1 czerwca 1966 roku konferencja naukowo-techniczna poświęcona zagadnieniom konstrukcji lekkich. Celem konferencji było rozpowszechnienie doświadczeń i osiągnięć krajowego przemysłu lotniczego w dziedzinie nowych materiałów, metod technologicznych i rozwiązań konstrukcyjnych mających na celu zmniejszenie ciężaru konstrukcji, a w szczególności w zakresie zagadnień materiałowych, technologicznych i wytrzymałościowych konstrukcji skorupowych i przekładkowych. Konstrukcje te cieszą się obecnie dużym zainteresowaniem również ze strony innych rodzajów przemysłu, znajdując coraz szersze zastosowanie, w szczególności w dziedzinie komunikacji.

W pierwszym dniu konferencji wygłoszono i przedyskutowano jedenaście referatów. Referat wstępny wygłosił prof. dr inż. Zbigniew Brzoska z Politechniki Warszawskiej. Referent podkreślił znaczenie konstrukcji lekkich w budowie samolotów, śmigłowców, samochodów, kolei i statków. We wszystkich tych zastosowaniach konstrukcje lekkie, samonośne, mają jedną wspólną cechę, a mianowicie służą równocześnie do izolowania przewożonego ładunku — ludzi lub towarów — od otoczenia oraz do przenoszenia obciążeń. Obciążenia są na ogół zmienne, przy czym charakter ich zmienności jest najczęściej typu przypadkowego, losowego. Aby można było poprawnie zaprojektować konstrukcję tego typu, konieczna jest znajomość działających obciążeń i znajomość charakterystyk zastosowanych materiałów. W metodach obli-

zeniowych konstrukcji lekkich dokonał się w ostatnim dziesięcioleciu poważny przezwrot przez wprowadzenie do obliczeń rachunku macierzy i zastowanie maszyn matematycznych. Rachunek macierzy umożliwia wygodny zapis matematyczny obciążeń wielokrotnie statycznie niewyznaczalnych ustrojów z kilkuset niewiadomymi, co przy zastosowaniu maszyn matematycznych pozwala na badanie szeregu wariantów konstrukcji, jej optymalizację i przeprowadzanie modyfikacji. Odrębne zagadnienie stanowi statyka konstrukcji, ze względu na niekorzystny charakter pracy konstrukcji po przekroczeniu naprężeń krytycznych i utracie stateczności. Ostatnio wprowadzono do rozwiązywania zagadnień stateczności konstrukcji metody opierające się na równaniach nieliniowych. Jeżeli chodzi o technologię i materiały, to znaczny postęp obserwuje się w dziedzinie łączenia materiałów i w dziedzinie stosowania tworzyw sztucznych, szczególnie w konstrukcjach przekładkowych. Referent zwrócił uwagę na fakt, że o jakości konstrukcji decydują przede wszystkim koszty jej eksploatacji, które są z reguły wielokrotnie większe od kosztów wyprodukowania konstrukcji. Znaczenie ma więc nie tylko lekkość konstrukcji, lecz również jej trwałość, niezawodność pracy oraz łatwość obsługi i konserwacji.

Mgr inż. Janusz Łaziński z Instytutu Lotnictwa przedstawił referat pt. „Metoda określania rozkładu naprężeń w konstrukcjach skorupowych o odkształcalnych wręgach”. Autor omówił metodę określania rozkładu naprężeń w cylindrycznych konstrukcjach skorupowych z

uwzględnieniem działania obciążeń poprzecznych i ściskających (rozciągających) na odkształcalne wręgi, wykazując, że w przypadku najczęściej stosowanych w konstrukcjach lotniczych mało sztywnych wręg rozkład naprężeń znacznie różni się od rozkładu elementarnego, wyznaczonego według teorii zginania. W związku z tym konstrukcje tego typu powinny być obliczane przy uwzględnieniu wzajemnego oddziaływania odkształcalnej wręgi i powłoki. Metoda jest oparta na zasadzie ciągłości odkształceń w poszczególnych elementach konstrukcji. Koreferent — prof. dr inż. Z. Brzoska — zwrócił uwagę na fakt, że przedstawiona metoda jest pewną modyfikacją modelu Własowa, który polega na podziale powłoki na nieskończoną ilość pierścieni połączonych ze sobą konstrukcją kratową.

Dr inż. Stanisław Łukasiewicz z Politechniki Warszawskiej w referacie pt. „Działanie obciążeń skupionych na konstrukcje cienkościenne” podał metodę rozwiązywania konstrukcji cienkościennych obciążonych siłami skupionymi. Metoda polega na podziale tego rodzaju obciążenia na dwie części: 1) samorzównoważone obciążenia lokalne i 2) oddziaływujące na całą konstrukcję obciążenie ogólne. Podział taki znacznie ułatwia obliczanie naprężeń, gdyż naprężenia wywołane obciążeniem lokalnym oblicza się za pomocą prostych wzorów zależnych tylko od niewielu parametrów określających konstrukcję, a naprężenia wywołane obciążeniem ogólnym — za pomocą szeregów Fouriera lub całkowania numerycznego.

W referacie pt. „Stateczność płyt dwuwarstwowych wolnopodpartych przy obciążeniu ścinającym” mgr inż. Franciszek Romanów z Politechniki Wrocławskiej wyprowadził za pomocą metody energetycznej wzór na współczynnik k , który określa, ile razy naprężenia krytyczne płyty przekładkowej są większe od naprężeń krytycznych samej okładziny. Ze wzoru tego wynika, że tak można dobrać grubość usztywniacza, że przy obliczaniu płyty decydująca staje się wytrzymałość na zniszczenie okładziny lub usztywniacza, a nie stateczność. Według koreferenta, obliczone przez autora wartości współczynnika k są za wysokie, co jest spowodowane błędnym założeniem równości naprężeń ścinających w usztywniaczu — założenie takie jest równoznaczne z założeniem równoległych przemieszczeń wszystkich elementów usztywniacza po utracie stateczności.

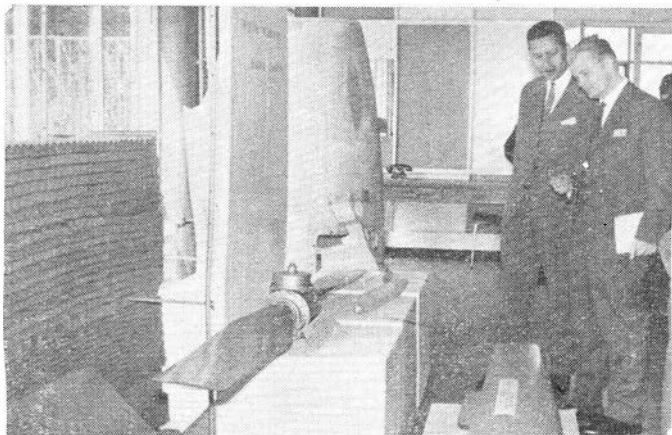
Dr inż. Zdzisław Tereszkowski z Politechniki Warszawskiej w referacie pt. „Praca prętów cienkościennych po lokalnej utracie stateczności” omówił zachowanie się cienkościennych prę-

Fot. Z. Smusz



tów dwuteowych i ceowych przy obciążeniach większych od obciążeń powodujących lokalne pofalowanie jego póltek, określili wartości maksymalnej siły, którą może przenosić pręt, i przeanalizował parametry wpływające na te wartości. Autor uzyskał teoretyczne potwierdzenie faktu, że pręt cienkościenny po lokalnej utracie stateczności nie traci swych własności użytkowych oraz ilościowe ujęcie tego zjawiska dla prętów ceowych i dwuteowych. Według oceny koreferenta praca dra Z. *Tereszkowskiego* jest jedną z nielicznych prac, w której rozpatruje się zespół elementów pręta, przy czym na podkreślenie zasługuje fakt, że zagadnienie rozwiązano w sposób nieliniowy ograniczając się do równań różniczkowych niższych rzędów (pierwszego i drugiego), co zapewniło większą dokładność wyników.

Mgr inż. *Zdzisław Łapiński* z Instytutu Lotnictwa w referacie pt. „Stateczność płyt warstwowych z okładzinami ze sklejki” rozpatrzył stateczność ściskanych ortotropowych płyt przekładkowych utwierdzonych na wszystkich czterech krawędziach. Obliczenia teoretyczne i badania doświadczalne odnoszą się



Fot. Z. Smusz

do płyty, której okładziny są wykonane ze sklejki brzożowej, a wypełniacz z ekspandowanego polichloru winylu. Autor podał zależności teoretyczne na siłę krytyczną przy ściskaniu, które zostały wyznaczone przy zastosowaniu metody wariacji energii całkowitej dla płyty przekładkowej oraz wyniki badań doświadczalnych i przeprowadził porównanie wyników teoretycznych z doświadczalnymi.

Dr inż. *Bogusław Cieślak* i dr inż. *Zdzisław Gabryszewski* z Politechniki Wrocławskiej przedstawili referat pt. „Niektóre problemy sztywności laminatów”. Podano w nim teoretyczną analizę sztywności pręta pryzmatycznego z laminatu o zbrojeniu równoległym. Korzystając z prawa Hooke’a i zasady Bernoulli-Eulera, wyznaczono sztywność pręta, co umożliwiło określenie obciążeniowego modułu sprężystości laminatu. Z analizy wzoru na obciążeniowy moduł sprężystości wynika, że przy dostatecznie dużej ilości warstw zbrojenia moduł ten nie zależy od ilości warstw, wobec



Fot. Z. Smusz

czego podany wzór może być wykorzystywany również do obliczania modułu sprężystości podłużnej tworzywa bezwarstwowego. Przeprowadzone badania doświadczalne potwierdzają słuszność wyprowadzonych związków.

W referacie pt. „Kształtowanie wytrzymałościowe metalowych połączeń klejowych” dr inż. *Robert Cichowicz* z Wojskowej Akademii Technicznej wykazał, że sposób kształtowania końcowych czę-

metodę wyznaczania naprężeń w drewnianych konstrukcjach skorupowych o kesonach jednoobwodowych oraz metodę określania sztywności giętnych i skrętnych i położenia środka sił poprzecznych. Autor rozważył również zagadnienie obciążeń krytycznych powodujących utratę stateczności konstrukcji zarówno na drodze lokalnego wyboczenia poszczególnych elementów, jak i na drodze integralnego wyboczenia całej konstrukcji oraz podał sposoby określania obciążeń niszczących i związanej z tym wartości współczynnika bezpieczeństwa.

Mgr inż. *Edward Stankiewicz* z Instytutu Lotnictwa w referacie pt. „Podatność powłoki stożkowej ściętej przy obciążeniach niesymetrycznych” rozpatrzył odkształcenia ściętej powłoki stożkowej pod wpływem obciążenia siłą tnącą i momentem gnącym przyłożonym do podstaw stożka i wyprowadził zależności, które pozwalają określić odpowiadające tym obciążeniom wzajemne przemieszczenia (liniowe i kątowe) obu podstaw stożka. Podany w pracy materiał doświadczalny umożliwia porównanie wyników obliczeniowych z wynikami doświadczalnymi — w przypadku stożków ze sztywnymi podstawami istnieje duża zgodność wyników, natomiast dla stożków z podstawami wiotkimi autor wprowadził współczynnik poprawkowy.

Dr inż. *Barbara Gabryszewska* i prof. dr inż. *Jerzy Zawadzki* z Politechniki Wrocławskiej przedstawili referat pt. „Ocena nośności granicznej tworzyw sztucznych”, w którym zaproponowali własną hipotezę wytrzymałości tworzyw sztucznych, tzw. hipotezę właściwej energii swobodnej. Uwzględnia ona charakterystyczne dla wytrzymałości tworzyw zjawiska termokinetyczne towarzyszące zmianom energii wewnętrznej i entropii struktury dyskretnego materiału. Opracowanie teoretyczne zostało poparte badaniami nad wytrzymałością cienkościennych próbek rurowych z różnych tworzyw sztucznych, przy czym referat zawiera wyniki dla próbek z polistyrenu, polietylenu i poliamidu. W badaniach autorzy zastosowali własną metodę termiczną pomiaru granicy proporcjonalności i fizycznej granicy plastyczności.

ści metalowych elementów łączonych za pomocą klejenia ma duży wpływ na rozkład naprężeń w spoinie klejowej, a tym samym na wytrzymałość całego połączenia. Autor wyprowadził równania różniczkowe funkcji naprężeń stycznych w spoinie klejowej dla dwóch przykładów połączeń o kształtowanych obrysach końcowych części łączonych elementów i podał metody ich rozwiązań przystosowane do całkowania numerycznego. Przeprowadzona w pracy analiza wpływu niektórych parametrów na średnią wartość naprężenia stycznego wykazuje wzrost wytrzymałości połączenia kształtowanego w porównaniu z połączeniem o prostokątnym obrysie sklejenia.

Mgr inż. *Wiesław Stafiej* z Szybowcowego Zakładu Doświadczalnego w referacie pt. „Obliczenia wytrzymałościowe lotniczych drewnianych konstrukcji skorupowych” omówił zagadnienia dotyczące charakterystyk materiałowych drewna stosowanego w produkcji lotniczej,

Drugi dzień obrad, obejmujący dalszych jedenastu referatów, zapoczątkował prof. dr inż. **Zbigniew Brzoska** referatem pt. „Statyka nadwozi samochodowych”. Referent podkreślił trudności ujęcia zagadnień statyki nadwozi samochodowych, ze względu na ogromną ilość schematów konstrukcyjnych. Najnowsze schematy konstrukcyjne wykazują dążenie do zwiększonej sztywności nadwozia, co ma na celu uniknięcie odkształceń elementów nie pracujących, które wskutek koncentracji naprężeń mogą ulegać pęknięciom (np. przednie słupki). Z drugiej strony, w niektórych przypadkach wymaga się dużej elastyczności nadwozia, np. w przypadku przyczep rolniczych. Stwierdzono bowiem, że moment potrzebny do swobodnego skręcenia płyty (podłogi przyczepy) o około 15° jest 50 razy większy niż mogłoby to wynikać z obliczeń. Tak duży moment skręcający jest wynikiem rozciągania skrajnych włókien płyty. W przypadku płyty wzmocnionej dwoma dźwigarami (podłoga przyczepy zamocowana na ramie podwozia) moment skręcający wynosi 350 kGm, a w dźwigarach powstają naprężenia rozciągające dochodzące do 2000 kG/cm², co powoduje pęknięcie belek. Aby temu zapobiec, stosuje się poprzeczne dzielenie podłogi. Referent poruszył również zagadnienie wyboru rodzaju nadwozia — nadwozie samonośne czy ramowe — stwierdzając, że wybór ten powinien być w dużym stopniu uzależniony od kultury technicznej użytkownika i od możliwości konserwacji nadwozia.

Prof. dr **Jerzy Zawadzki** i mgr inż. **Marian Nowak** z Politechniki Wrocławskiej w referacie pt. „Zmienność w czasie charakterystyk wytrzymałościowych wybranych tworzyw w wyniku ich znużenia” przedstawili metodę pomiaru zmian energii swobodnej (energii wewnętrznej i entalpii) i potencjału termodynamicznego oraz jej praktyczne zastosowanie do określania zmiennych w czasie quasistatycznych charakterystyk wytrzymałościowych materiałów w oparciu o pomiary relaksacji naprężeń i pełzania. Autorzy przeprowadzili analizę zjawisk termodynamicznych zachodzących w obciążonym mechanicznie i termicznie tworzywie. Zmiana modułu Younga i innych własności materiału następuje w wyniku wzrostu temperatury w tworzywie wskutek zmiennych obciążeń. Materiał wykazuje spadek entalpii, co świadczy o rekryształizacji. Autorzy przedstawili wyniki badań zmęczenia, wprowadzając własne propozycje termicznej oceny wytrzymałości termicznejowej tworzyw sztucznych. Koreferent stwierdził, że opisane w pracy procesy nie stanowią właściwej fazy zmęczenia materiału, lecz fazę bezpośrednio poprzedzającą zmęczenie. W dyskusji podkreślono, że wytrzymałość zmęzeniowa jest zależna od częstotliwości zmian obciążenia. Gdy częstotliwość jest mała lub istnieją przerwy w działaniu

obciążenia, następuje relaksacja naprężeń — „odpoczynek” materiału (podobnie jak w przypadku metali).

Referat mgr inż. **Arsen Butt-Hussaina** z Instytutu Lotnictwa pt. „Analiza niektórych własności tworzyw wzmocnionych włóknem szklanym” zawiera analizę podstawowych własności tworzywa sztucznego jako materiału konstrukcyjnego na elementy obciążone. Autor dokonał próby podsumowania obecnego stanu wiedzy w omawianej dziedzinie oraz kierunków badań tworzyw sztucznych pod kątem możliwości ich zastosowania w wysoko obciążonych konstrukcjach, zwracając przy tym uwagę na trudności określenia własności wytrzymałościowych tworzyw wzmocnionych w związku z nieciągłością struktury. Podawane w literaturze wyniki badań są między sobą nieporównywalne, ze względu na różne metody badań i różnice w tworzywach. Koreferent opracowania podkreślił wpływ własności warstw powierzchniowych — napięcie powierzchniowych między lepiszczem a włóknem szklanym — na własności wytrzymałościowe tworzyw i stwierdził, że do określania własności tworzyw należy stosować metody statystyczne. Konstruktorzy stosujący tworzywa wzmocnione na elementy obciążone działają „na ślepo” w związku z trudnościami określenia stanu napięcia. Sytuacja nie jest tak niekorzystna, gdy stan napięcia jest prosty, w przeciwnym przypadku nie można przewidzieć z góry, jak element wykonany z tworzywa sztucznego będzie zachowywał się w pracy.

Dr inż. **Felicjan Szymankiewicz** z Politechniki Wrocławskiej przedstawił referat pt. „Pewne cechy twardego ekspandowanego polichlorku winylu jako rdzenia w zginanym stałym momentem trójwarstwowym przecie przekładkowym”. Opierając się na badaniach doświadczalnych, autor przeprowadził granicę między obszarami zaszeregowania prętów przekładkowych o miękkich i twardych rdzeniach. Badania zostały przeprowadzone na modelu elastooptycznym w skali 1:1. Ponieważ nie można było dobrać wypełniacza o module Younga równym modułowi rzeczywistego wypełniacza, uzyskane wyniki badań mają charakter jakościowy. Koreferent stwierdził, że zachowanie się pręta zależy nie tylko od modułu Younga wypełniacza, lecz również od grubości okładzin, w związku z czym przez odpowiedni dobór grubości okładzin modelu można było uzyskać ilościowe wyniki badań elastooptycznych.

Mgr inż. **Stanisław Kamiński** z Wytwórni Sprzętu Komunikacyjnego w Świdniku przedstawił wyniki prac nad zastosowaniem epoksydowych laminatów szklanych do budowy łopat wirników śmigłowców i łopat wentylatorów. Wykonana w WSK - Świdnik łopata wirnika nośnego składa się z rdzenia ze styropianu i z nałożonych na niego szeregu warstw tkaniny szklanej o różnych grubościach. Jedną z warstw włókna szklanego jest nałożona pod

kątem 45°, dzięki czemu przejmuje naprężenia skręcające. Krawędź natarcia łopaty jest okuta blachą. Powierzchnia łopaty jest pokryta żywicą i emalią. Emalię zastosowano w celu zabezpieczenia warstwy żywicy przed wyplukiwaniem przez czynniki zewnętrzne. Promień wirnika z łopatami o takiej konstrukcji wynosi 9 m. Łopaty montowano w specjalnych przrządach, które zapewniały dużą dokładność odtworzenia profili, większą od uzyskiwanej przy klasycznej konstrukcji łopaty. Dolna powierzchnia łopaty ma mniejszą dokładność, ponieważ formuje się ją za pomocą gumy. Wstępnie przyjęta trwałość łopat wynosi 600 godz., przy czym przewiduje się jej zwiększenie do 2000 godz. — już obecnie niektóre próbki przetrwały pod obciążeniem zmiennym 1800 godz. W Świdniku wykonano również wentylatory z łopatami o podobnej konstrukcji i o średnicach 3, 6 i 8 m. W dyskusji nad referatem zwrócono uwagę na fakt, że wyników badań próbek nie można bezpośrednio przenosić na całą konstrukcję, w związku z czym oparte na wynikach badań próbek przewidywania zwiększenia trwałości łopat wirników śmigłowców mogą okazać się zbyt optymistyczne.

W referacie pt. „Dobór zbrojeń z włókna szklanego dla laminatów kontaktowych” mgr inż. **Jan Kozłowski** z Instytutu Okrętowego Politechniki Gdańskiej omówił wyniki badań technologicznych i mechanicznych przeprowadzonych w Instytucie Okrętowym, a dotyczących doboru i metod oceny typów, układu i zawartości zbrojenia dla laminatów poliestrowo-szklanych na poszycie dużych łodzi zarówno skorupowych, jak i łupinowych. W oparciu o przeprowadzone badania ustalono wnioski i zalecenia odnośnie najkorzystniejszych typów i zestawień mat i tkanin dla poszczególnych zakresów grubości laminatów i typowych kompozycji poliestrowych oraz najdogodniejszej metodyki oceny zbrojeń laminatów kontaktowych dla celów kontroli technicznej i prac badawczych. Do badań zastosowano duże próbki o kształcie kołowym, które okazały się bardziej dostosowane do specyfiki laminatów niż stosowane w badaniach tworzyw izotropowych próbki o kształcie belki.

Referat pt. „Przybliżona metoda oznaczania modułu Younga tworzyw sztucznych” mgr inż. **Mariana Nowaka** z Politechniki Wrocławskiej dotyczy metody pomiaru na aparacie typu Dynstat modułu sprężystości podłużnej przy zginaniu tworzyw sztucznych. Wyniki badań wykazują, że zastosowanie aparatu typu Dynstat do przybliżonego oznaczania modułu Younga daje dla celów praktycznych wystarczająco dokładne wyniki (błąd pomiaru nie przekracza 7÷9%).

Mgr inż. **Mieczysław Kwiatkowski** z Instytutu Lotnictwa w referacie pt. „Badanie klejów i ich charakterystyka w oparciu o analizę

pracy zakładkowego złącza klejowego" przytoczył analizę pracy złącza klejowego w konstrukcji cienkościennej z podaniem rozkładu naprężeń i odkształceń w złączu, zależności między naprężeniami a parametrami geometrycznymi złącza, zależności między naprężeniami a własnościami fizyko-mechanicznymi materiałów wchodzących w skład złącza klejowego itp. Na tle tej analizy autor omówił charakterystyczne parametry złącza i przedstawił wpływ zginania na pracę zakładkowego złącza klejowego, analizę zmęczeniowej pracy złącza i analizę pracy kleju na oddzieranie.

W referacie pt. „Niektóre własności złącza klejono-zgrzewanych i możliwości ich zastosowania w konstrukcjach lekkich” autorzy — mgr inż. *Mieczysław Kwiatkowski* i mgr inż. *Henryk Zatyka* z Instytutu Lotnictwa — przeprowadzili analizę wytrzymałościową pracy złącza klejono-zgrzewanego i omówili technikę wykonywania złączy oraz podali niektóre ich własności określone w wyniku przeprowadzonych badań.

Mgr inż. *Marek Chyczewski* z Instytutu Lotnictwa w referacie pt. „Krajowe rdzenie komórkowe” omówił badania podstawowych własności wytrzymałościowych i modułów sprężystości produkowanych w Instytucie Lotnictwa rdzeni komórkowych z folii aluminiowej, podając urządzenia i oprzyrządowanie stosowane podczas badań, warunki badań i otrzymane wyniki.

Referat inż. *Jana Jacha* z Instytutu Lotnictwa pt. „Klejanie jako metoda łączenia pokryć z rdzeniem” zawiera ogólne uwagi na temat klejenia konstrukcji przekładkowych z rdzeniem komórkowym jako wypełniaczem oraz procesy technologiczne wykonywania podłóg samolotowych z rdzeniem papierowym i z rdzeniem aluminiowym z okładzinaми duralowymi.

W ostatnim dniu konferencji przedstawiono osiem referatów, poświęconych głównie zagadnieniom technologicznym konstrukcji lekkich.

Referat mgra inż. *Janusza Czaplückiego* i mgra inż. *Henryka Bednarkiewicza* z Wojskowej Akademii Technicznej pt. „Próba analizy zastąpienia półskorupowej konstrukcji usterzenia odrzutowego samolotu szkolno-treningowego konstrukcją przekładkową klejoną” jest streszczeniem pracy dyplomowej wykonanej w WAT i stanowiącej analizę konstrukcyjno-technologiczną przeróbki motylkowego usterzenia o konstrukcji konwencjonalnej na usterzenie o konstrukcji przekładkowej. Opisano przybliżony sposób obliczeń wytrzymałościowych usterzenia o konstrukcji przekładkowej, podano analizę ciężarową, proces technologiczny wytwarzania metalowego wypełniacza komórkowego (zaproponowano przy tym nową

metodę nanoszenia kleju na paski folii, z której metodą rozciągania wykonuje się wypełniacz) i sposób montażu całego usterzenia. Z przeprowadzonej analizy wynika, że zysk na ciężarze w porównaniu z konstrukcją konwencjonalną wynosi 15÷25%. Technologia wykonania jest prostsza, ponieważ usterzenie o konstrukcji przekładkowej składa się z mniejszej ilości części. Zdaniem koreferenta (doc. mgr inż. *Tadeusz Sołtyk*) przewidywany zysk na ciężarze jest zbyt optymistyczny, a przy kalkulacji kosztów produkcyjnych należało wziąć pod uwagę, że urządzenia do produkcji usterzenia o konstrukcji przekładkowej muszą być większe i kosztowniejsze. W dyskusji zwrócono uwagę na fakt, że przekładkowa konstrukcja usterzenia umożliwia w czasie prób samolotu dokonywanie szybkich zmian kształtu elementów konstrukcyjnych i dobranie w ten sposób kształtu optymalnego.

Referat pt. „Charakterystyczne własności procesu zgrzewania i spawania stopów lekkich” mgra inż. *Henryka Zatyki* i inż. *Andrzeja Didkowskiego* z Instytutu Lotnictwa omawia własności i przebieg procesu zgrzewania oporowego oraz spawania w atmosferze gazów ochronnych stopów aluminiowych, magnezowych i stopów tytanu. Autorzy podali własności wytrzymałościowe złączy zgrzewanych i spawanych, głównie w oparciu o wyniki badań własnych. W dyskusji podkreślono małe rozpowszechnienie w kraju zgrzewania i spawania stopów lekkich. Procesy te za granicą czynią znaczne postępy i znajdują zastosowanie m.in. w technice kosmicznej, np. konstrukcja statku „Gemini” jest w 85% zgrzewana.

W referacie „Spawalnicze metody łączenia stopów lekkich” mgr inż. *Henryk Zatyka* podał zasady, zakres i możliwości zastosowania w warunkach krajowych nowych metod łączenia w dziedzinie konstrukcji lekkich, a mianowicie spawania łukowego w atmosferach ochronnych, zgrzewania za pomocą ultradźwięków i spawania strumieniem elektronów.

Mgr inż. *Zdzisław Krukowski* z Instytutu Lotnictwa w referacie „Klejanie blach przy zastosowaniu nitów jako docisku technologicznego” przedstawił wyniki badań wytrzymałościowych na ściskanie klejowych połączeń blach duralowych wykonanych przy zastosowaniu docisku nitami zamiast docisku ciągłego. Badania przeprowadzono przy użyciu opracowanego w Instytucie Lotnictwa termoutwardzalnego kleju ME-1. Wykazały one znaczne korzyści stosowania nitów jako docisku technologicznego przy klejeniu.

W referacie pt. „Technologia konstrukcji przekładkowych o rdzeniu z pianki polistyrenowej wypienianej między pokryciami” mgr inż.

Jerzy Madey z Politechniki Gdańskiej przedstawił wyniki prac, które przeprowadzono w Katedrze Technologii Okrętów Politechniki Gdańskiej, a później w Instytucie Okrętowym tejże politechniki w celu rozwiązania technologicznych problemów wykonywania całych łodzi z materiałów przekładkowych o powierzchni w rozwinięciu do 15 m². Prace te umożliwiły rozpoczęcie seryjnej produkcji łodzi o wymiarach 5,5 × 1,7 × 0,7 m o konstrukcji przekładkowej z rdzeniem z polistyrenu wypienianego między okładzinami.

Mgr inż. *Leszek Stricker* z Politechniki Wrocławskiej (referat pt. „Metody określania wytrzymałości i modułów sprężystości rdzenia komórkowego”) podał w oparciu o prace badawcze i teoretyczne autorów zagranicznych metody określania naprężeń ściskających i ścinających oraz efektywnego modułu ścinania rdzeni komórkowych.

Dr inż. *Jan Bródka* z Instytutu Techniki Budowlanej i mgr inż. *Jan Kłobukowski* z BSPKS „Mostostal” przedstawili referat „Zastosowanie kształtowników giętych do budowlanych konstrukcji stalowych w praktyce krajowej”, w którym podali zasady stosowania kształtowników giętych w konstrukcjach budowlanych ilustrując je na przykładach konstrukcyjnych, omówili związane z tym zagadnienia ekonomiczne i przedstawili wnioski odnośnie szerszego stosowania w kraju tego typu konstrukcji.

Mgr inż. *Stanisław Madeyski* z Instytutu Lotnictwa w referacie pt. „Lekkie konstrukcje typu przekładkowego w literaturze patentowej” zebrał przykłady patentów dotyczących konstrukcji przekładkowych. Przykłady te zostały zacytowane z literatury patentowej polskiej, radzieckiej, NRD, NRF, szwajcarskiej, francuskiej, brytyjskiej i amerykańskiej (najliczniejsze). We wnioskach końcowych autor zwrócił uwagę na korzyści, jakie mogą przynieść konstruktorom zajmującym się konstrukcjami przekładkowymi systematyczne poszukiwania i śledzenie rozwoju projektów wynalazczych z tej dziedziny techniki.

Zbiór większości przytoczonych powyżej referatów pt. „Konstrukcje lekkie. Konferencja naukowo-techniczna w Instytucie Lotnictwa. Warszawa 30.V.—1.VI.1966” został wydany przez Branżowy Ośrodek Informacji Technicznej i Ekonomicznej Instytutu Lotnictwa.

W hallu sali, w której odbywały się obrady, zgromadzono eksponaty z dziedziny konstrukcji przekładkowych i konstrukcji z tworzyw sztucznych, m.in. rdzenie komórkowe z folii aluminiowej i z papieru, podłogę śmigłowca o konstrukcji przekładkowej, łopatę wirnika śmigłowca i śmigło wykonane z laminatów, okucia z tworzyw sztucznych itp.

Spalanie naddźwiękowe oraz jego zastosowanie w hipersonicznych silnikach strumieniowych

Część I

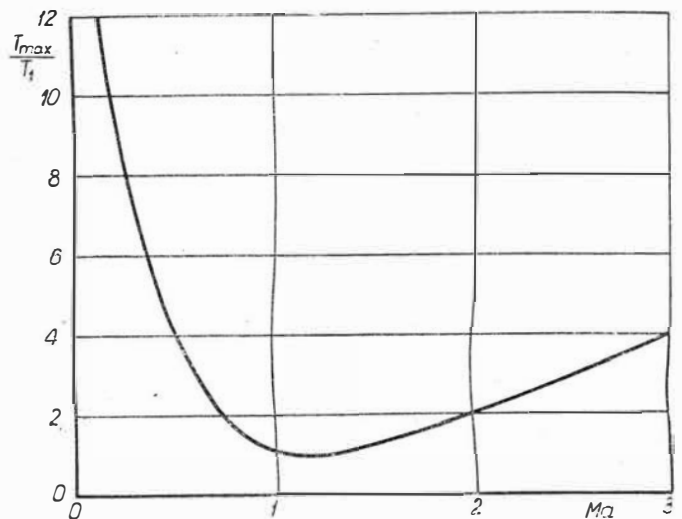
Pierwsza, teoretyczna część artykułu zawiera omówienie problemu spalania naddźwiękowego ze szczególnym uwzględnieniem spalania naddźwiękowego kontrolowanego przez dyfuzję i przez konwekcję cieplną oraz pobieżne przedstawienie problemu spalania detonacyjnego. Teoretyczna część artykułu poparta jest wynikami badań oraz analityczną próbą ujęcia tego zagadnienia.

Oznaczenia

- c_p — ciepło właściwe przy stałym ciśnieniu,
- Ma — liczba Macha,
- p [ata] — ciśnienie,
- Q [kcal/kg] — energia cieplna wydzielająca się na jednostkę masy strumienia,
- $\bar{Q} = Q/c_p T$ — druga liczba Damkohlera,
- T [°K] — temperatura,
- u [m/sek] — prędkość,
- ρ — gęstość,
- τ — czas.

Spalanie w przewodzie o stałym przekroju w poddźwiękowym strumieniu prowadzi z jednej strony do spadku ciśnienia statycznego i całkowitego oraz gęstości za czołem płomienia, a z drugiej strony do wzrostu liczby Macha w tym strumieniu. Gdy spalanie zachodzi w strumieniu naddźwiękowym, ciśnienie całkowite i statyczne rośnie, natomiast liczba Macha i gęstość maleją. Zachowanie się liczby Macha prowadzi do wniosku, że liczba $Ma = 1$ stanowi ograniczenie doprowadzania ciepła tak w strumieniu poddźwiękowym, jak i w naddźwiękowym. Gdy liczba Macha przy doprowadzaniu ciepła osiągnie wartość 1, mówi się, że strumień jest nasycony cieplnie. Ilość ciepła, jaką można doprowadzić do przepływa-

jącego strumienia gazu, zależy od początkowej liczby Macha (rys. 1). Nasylenie cieplne prowadzi do istnienia maksymalnej temperatury, do której może być doprowadzony gaz przepływający przez przewód cylindryczny (rys. 2).

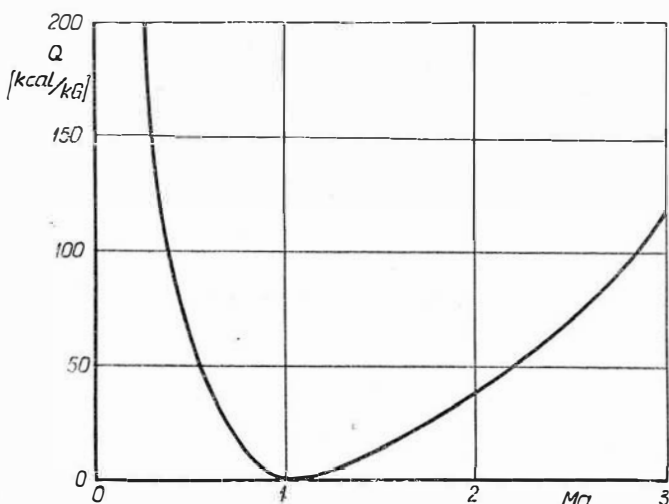


2. Zmiana maksymalnej temperatury strumienia w zależności od początkowej liczby Macha
 T_1 — temperatura początkowa

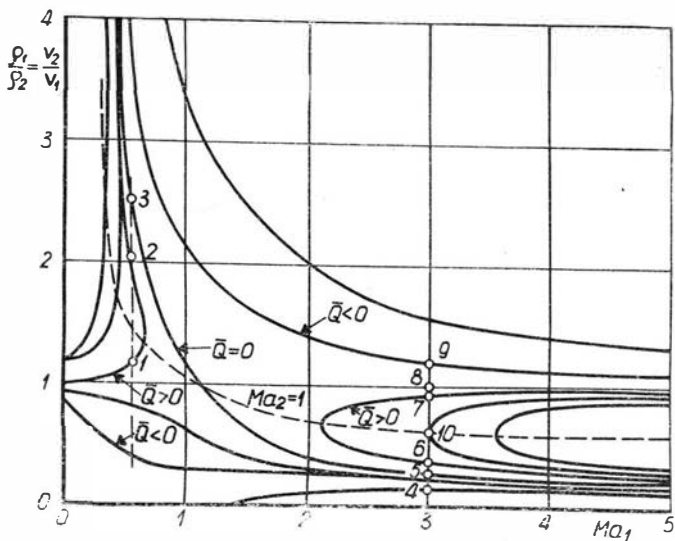
Opisane zachowanie się strumienia gazu przy doprowadzaniu ciepła (spalaniu) jest wyraźnie widoczne na wykresie zmian gęstości strumienia w funkcji liczby Macha dla różnych wartości drugiej liczby Damkohlera \bar{Q} (rys. 3).

Z przedstawionego wykresu można wyróżnić dwa zasadnicze typy spalania naddźwiękowego: pierwszy — gdy spalanie zachodzi bez istnienia skoku zgęszczeniowego, zwany spalaniem kontrolowanym przez procesy tworzenia się mieszanki, i drugi — gdy spalanie zachodzi przy istnieniu skoku zgęszczeniowego, zwany spalaniem detonacyjnym lub spalaniem na fali uderzeniowej.

W przypadku spalania naddźwiękowego zachodzącego bez istnienia fali uderzeniowej paliwo w stanie gazowym zostaje wtrysnięte stycznie do przepływającego strumienia powietrza z prędkością i ciśnieniem zbliżonym do prędkości i ciśnienia strumienia powietrza. Jeśli ciśnienie i temperatura mieszanki są



1. Zmiana ciepła nasycającego strumień w zależności od początkowej liczby Macha



3. Jednoparametrowy ustalony przepływ z doprowadzeniem ciepła

- 1 — proste poddźwiękowe spalanie,
- 2 — skok rozrzedzeniowy i spalanie,
- 3 — skok rozrzedzeniowy,
- 4 — skok zgęszczeniowy plus odbiór ciepła,
- 5 — skok zgęszczeniowy,
- 6 — skok zgęszczeniowy plus spalanie,
- 7 — spalanie bez skoku,
- 8 — nie zachodzą żadne procesy,
- 9 — odbiór ciepła bez skoku,
- 10 — punkt Chapman-Jougueta

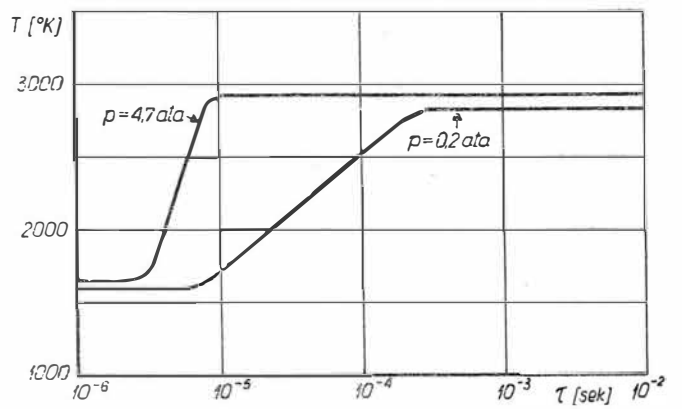
wystarczająco wysokie, to rozpoczyna się samorzutny proces spalania. Szybkość procesów spalania zależy od szybkości dyfuzji strumienia paliwa i strumienia powietrza. Dyfuzja ta będzie tym większa, im większa będzie różnica gęstości obu strumieni oraz im większa będzie turbulencja. Ten typ spalania w strumieniu naddźwiękowym nazywa się spalaniem naddźwiękowym kontrolowanym przez dyfuzję.

Jeśli ciśnienie i temperatura strumienia powietrza są małe, spalanie naddźwiękowe może zachodzić, lecz musi być zastosowany pewnego rodzaju pilot płomienia. Może to być podgrzany strumień paliwa lub strumień paliwa wstępnie spalony w celu podwyższenia jego temperatury. Ten typ spalania nazywa się spalaniem naddźwiękowym kontrolowanym przez konwekcję cieplną. Jest on możliwy do zrealizowania przy mniejszej liczbie Macha niż typ poprzedni.

Spalanie detonacyjne zachodzi w przypadku, gdy powietrze i gaz palny są mieszane w strumieniu naddźwiękowym i przy przejściu strumienia przez falę uderzeniową ciśnienie i temperatura w strumieniu podnoszą się tak znacznie, że zachodzi spalanie. Przy tym układzie gazowe paliwo i powietrze muszą być mieszane przy tak niskim ciśnieniu i temperaturze, aby wykluczyć możliwość samozapłonu mieszanki przed falą uderzeniową. W fali następuje zapłon mieszanki, a spalanie zachodzi bardzo szybko, tak że skok ciśnienia i temperatury w fali następuje o rząd wielkości. W takim układzie fala uderzeniowa (detonacyjna) jest określona przez procesy spalania i jest bardzo wrażliwa na ich zmiany.

Procesy spalania

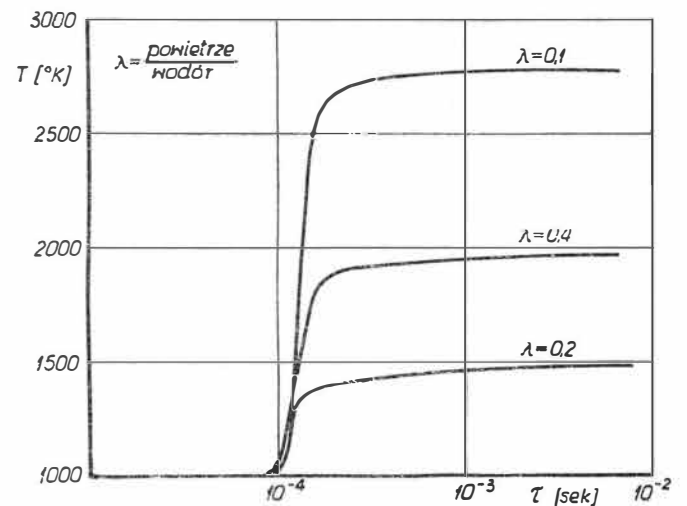
Jak wiadomo, czas spalania mieszanki może być podzielony na dwa okresy: pierwszy, w którym zachodzi część procesów nie wydzielających znacznych ilości ciepła i charakteryzujący się małą zmianą temperatury, zwany opóźnieniem zapłonu, i drugi, w którym następuje właściwa faza spalania, charakteryzu-



4. Wpływ temperatury statycznej strumienia i ciśnienia na czas spalania mieszanki wodoru i powietrza

jąca się znacznym wydzielaniem ciepła i dużym wzrostem temperatury, zwany czasem reakcji.

Podczas pierwszej fazy ciepło wydzielone przy tworzeniu się wody równoważone jest przez proces dysocjacji molekuł tlenu i wodoru. Zanikanie jednoatomowego tlenu i wodoru w następnej fazie spalania powoduje szybkie podwyższenie temperatury.



5. Wpływ składu mieszanki na czas spalania

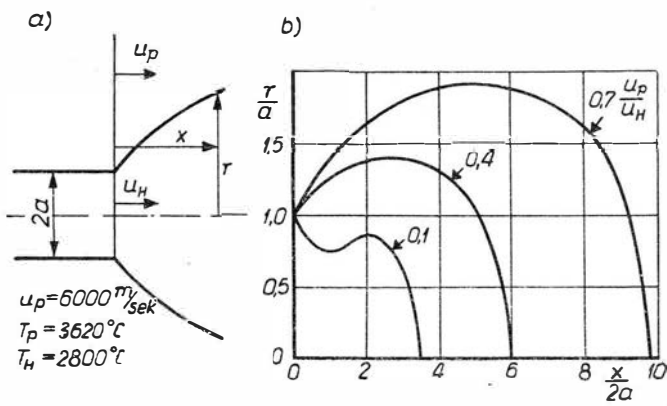
Opóźnienie zapłonu zależy od ciśnienia i temperatury tworzącej się mieszanki (rys. 4), a nie zależy od zmian składu mieszanki (rys. 5).

Z przeprowadzonych doświadczeń i analiz [1, 2] wyprowadzono zależności funkcyjne na czas opóźnienia zapłonu i czas reakcji jako funkcje ciśnienia i temperatury. Czas opóźnienia zapłonu powinien być proporcjonalny do ciśnienia przy stałej temperaturze. Równanie na czas opóźnienia zapłonu zostało sformułowane dla zakresu składu mieszanki λ 0,4 do 2,0 i przedstawia się w następującej postaci:

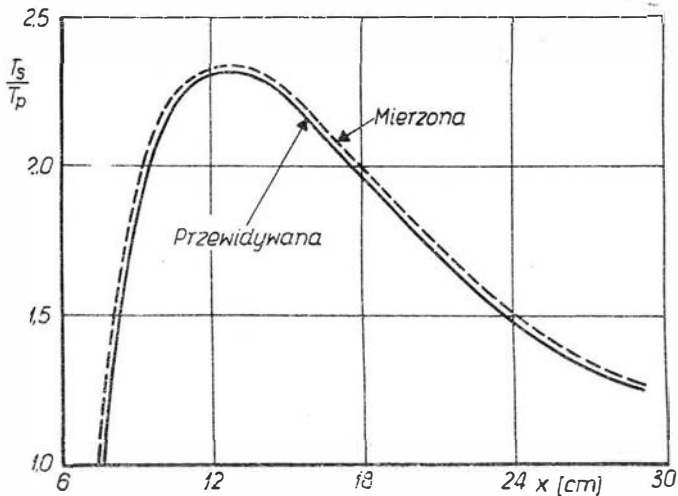
$$p\tau_z = 8 \cdot 10^{-3} \cdot e^{9600/T} \quad [\mu\text{sek}]$$

Równanie na czas reakcji zostało sformułowane dla zakresu ciśnień między 0,2÷5,0 ata i statycznych temperatur stechiometrycznej mieszanki w zakresie od 1000÷2000 °K i ma postać:

$$p^{1,7} \tau_r = e^{-1,12 T/1000} \quad [\mu\text{sek}]$$



6. Układ powierzchni płomienia



7. Rozkład temperatury wzdłuż płomienia

Czas spalania jest sumą czasu opóźnienia zapłonu i czasu reakcji i przedstawia się następująco:

$$\tau_s = \tau_z + \tau_r = \frac{8 \cdot 10^{-3}}{p} e^{\frac{9600}{T}} + \frac{1}{p^{1.7}} e^{-\frac{1.12 T}{1000}} \quad [\mu\text{sek}]$$

Z równań widać, że czas opóźnienia zapłonu i czas reakcji, a więc i wynikowy czas spalania, maleją ze wzrostem ciśnienia statycznego i temperatury statycznej mieszanki. Znajac kierunkowość wpływu zmian parametrów spalnego gazu można dowolnie regulować czas spalania, a więc i długość płomie-

nia. Długość płomienia zależy również od stosunku prędkości mieszających się strumieni. Zależność ta jest przedstawiona na rys. 6. Rys. 6a pokazuje układ wtrysku strumienia wodoru do strumienia powietrza z określeniem parametrów i z podaniem układu odniesienia. Rys. 6b przedstawia położenie płomienia przy różnych stosunkach prędkości strumieni u_p/u_H .

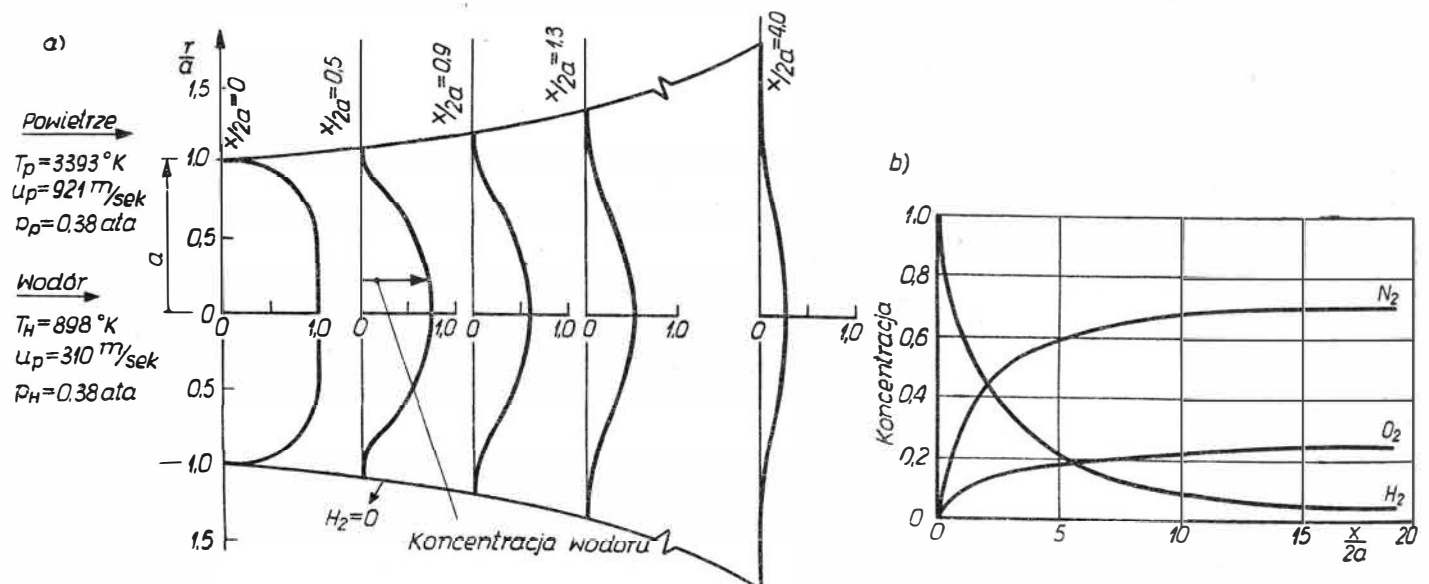
Z przedstawionego wykresu widać wyraźnie, że długość płomienia nie zależy tylko od stosunku prędkości u_p/u_H , lecz także od wartości parametru a . I tak, dla parametrów gazu podanych na rys. 14a i wartości a rzędu 25 mm długość płomienia jest rzędu 300 mm.

Stosując właściwą analizę całego kompleksu problemów związanych ze spalaniem naddźwiękowym można przewidzieć dość dokładnie obraz zjawisk zachodzących w tych procesach. Porównanie temperatur płomienia obliczonych teoretycznie z temperaturami zmierzonymi w czasie doświadczenia pokazuje rys. 7. Różnice są minimalne.

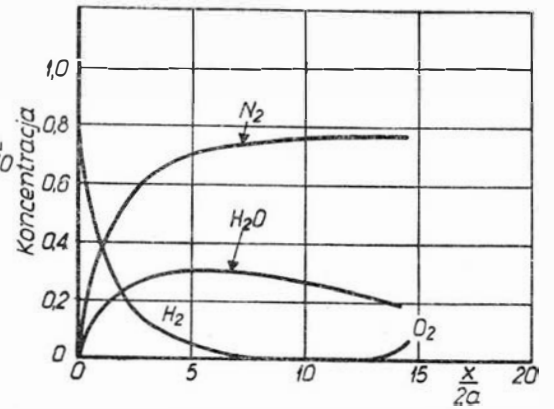
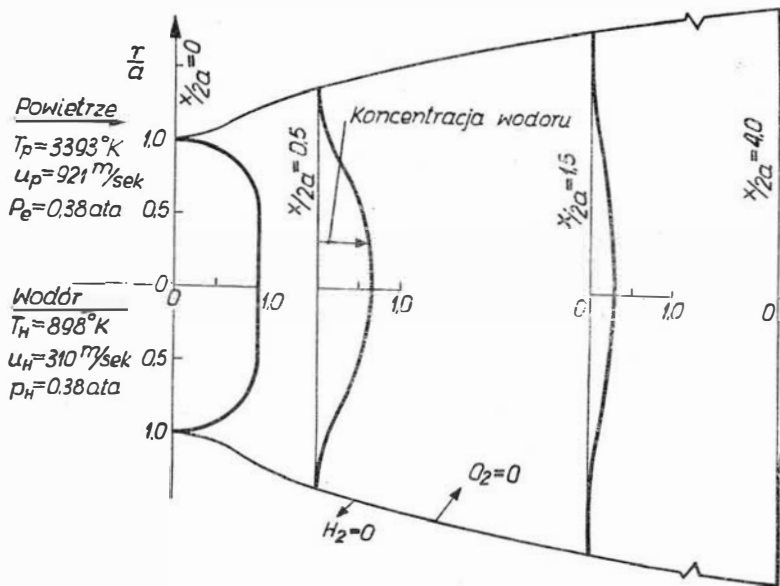
Spalanie naddźwiękowe bez fali uderzeniowej

Spalanie naddźwiękowe kontrolowane przez dyfuzję

Aby zilustrować charakter spalania naddźwiękowego kontrolowanego przez dyfuzję, rozpatrzmy dwa symetryczne strumienie gazów o różnych składach, prędkości i temperaturze w komorze przy dużej prędkości przepływu [1]. Mieszanie może być laminarne lub turbulentyne w zależności od koncentracji strumienia. W zależności od charakteru przepływu i od parametrów strumienia proces mieszania może zajść bez konieczności istnienia dużej różnicy ciśnień. Dla przykładu weźmy dwa gazy o tym samym ciśnieniu podawane współśrodkowo. Centralnym gazem jest wodór, zewnętrznym powietrze. Ilustrują to wykresy przedstawione na rysunkach 8, 9 i 10. Powietrze porusza się z prędkością $u_p = 921$ m/sec, ma temperaturę $T_p = 3393$ °K oraz ciśnienie $p_p = 0,38$ ata; wodór ma prędkość $u_H = 310$ m/sec, temperaturę $T_H = 898$ °K i ciśnienie $p_H = 0,38$ ata. Gdy mieszające się ze sobą strumienie nie reagują chemicznie ze sobą, proces ich mieszania przebiega według praw dynamiki płynów (rys. 8a). Wodór dyfunduje stopniowo w kierunku



8. Mieszanie się naddźwiękowych strumieni powietrza i wodoru bez reakcji chemicznej (spalania)



9. Mieszanie się naddźwiękowych strumieni powietrza i wodoru przy równocześnie zachodzącej reakcji chemicznej

ku strumienia powietrza, a koncentracja powietrza w strumieniu wodoru wzrasta stopniowo (rys. 8b). Odległość, na której wyrównują się koncentracje strumieni, nie zależy od średnicy początkowej strumienia wodoru.

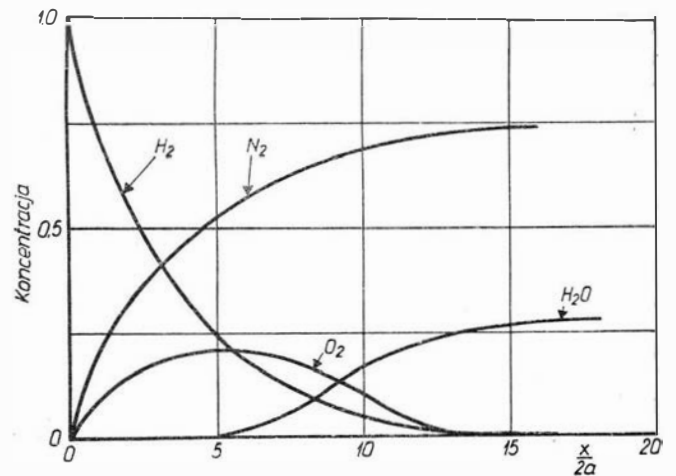
Rozpatrzmy teraz przebieg procesu mieszania się strumieni przy równocześnie zachodzącej reakcji chemicznej. W przypadku istnienia dużych statycznych ciśnień i temperatur czas reakcji jest tak krótki (o wiele krótszy od czasu przepływu), że nie jest brany pod uwagę w analizie procesu, a procesy chemiczne są uzależnione od lokalnych koncentracji reagujących atomów oraz lokalnych wartości ciśnienia i temperatury. W tym przypadku spalanie jest kontrolowane wyłącznie przez procesy dyfuzji wytwarzające mieszkankę. Rozkład koncentracji wodoru wzdłuż mieszających się strumieni pokazany jest na rys. 9a, a koncentracje składników w osi strumienia pokazano na rys. 9b.

Dla małych ciśnień i temperatur gazów strumienie reagują wolno i mieszkanka tworzy się szybciej niż zdąży zajść reakcja chemiczna (spalanie). Czasy reakcji chemicznych są rzędu czasów przepływu, a zjawiska mieszania i spalania są bardziej niezależne. W tym przypadku mieszanie zachodzi szybko, a ciepło wytworzone przy spalaniu tylko lokalnie zwiększa szybkość reakcji. Przebieg procesu pokazany jest na rys. 10.

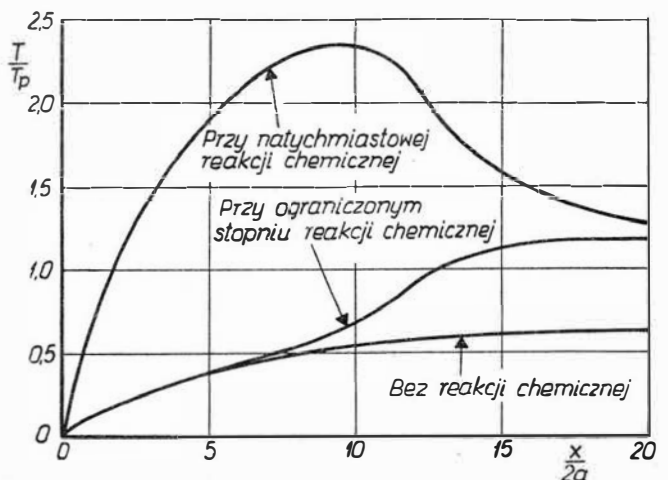
Rys. 11 pokazuje zmianę temperatury statycznej wzdłuż osi strumienia dla trzech opisanych przypadków: pierwszego, gdy nie zachodzi reakcja chemiczna, drugiego — gdy reakcja zachodzi błyskawicznie i trzeciego, gdy reakcja zachodzi dopiero po wymieszaniu się strumienia. Rys. 12a i 12b pokazują rozkład temperatur w przepływie dla drugiego i trzeciego przypadku.

Proces spalania kontrolowany przez dyfuzję dwóch naddźwiękowych strumieni jest ciągły i zmienia się w zależności od lokalnych zmian temperatury, ciśnienia i gęstości. Zmiany ciśnienia powodowane przez nieregularne spalanie przemieszczają się tylko w kierunku przepływu i nie wywołują żadnych fizycznych czy chemicznych zaburzeń w miejscu, gdzie zostały wywołane. Nie ma więc żadnych przesłanek do powstawania niestateczności w strumieniu.

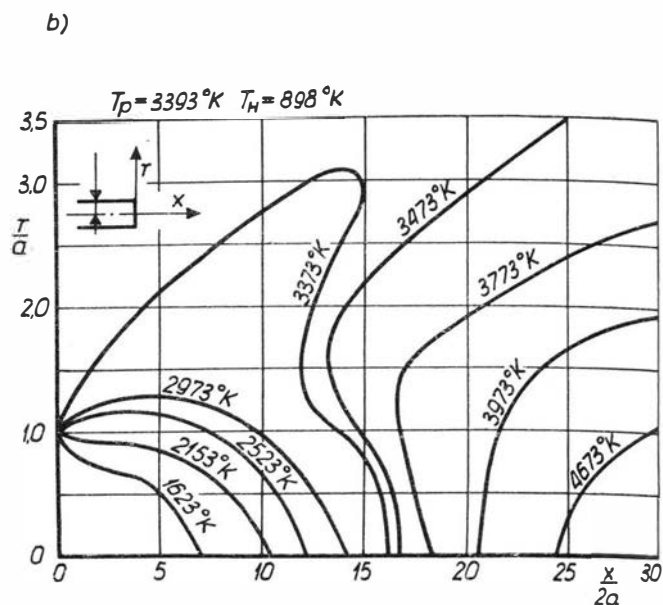
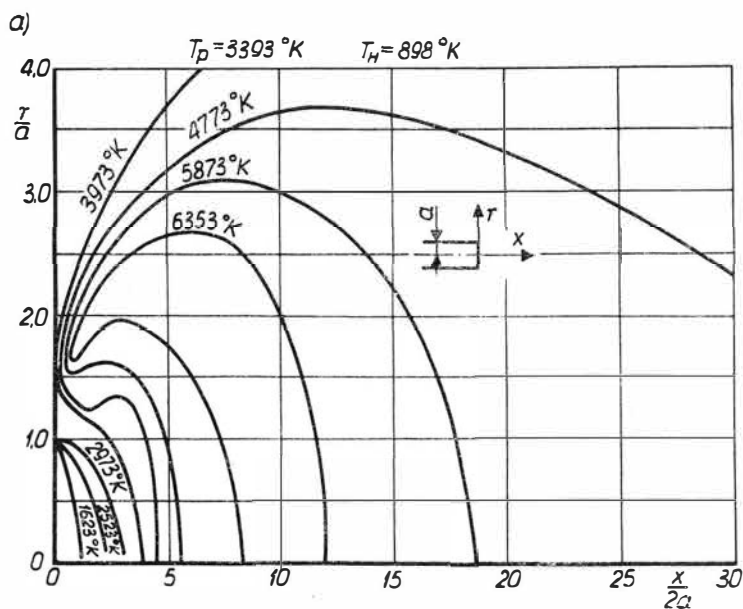
Podczas procesu mieszania się strumieni spotykające się cząsteczki tlenu z powietrza i wodoru reagują ze sobą dając wodę. Przy tej reakcji powstaje płomień, a wydzielone ciepło przekazywane jest do obszaru mieszania się strumieni. Na zewnątrz obszaru mieszania się strumieni przepływ jest bogaty w tlen i zawiera: tlen, parę wodną i azot. Wewnątrz obszaru mieszania przepływ jest bogaty w wodór i zawiera: wodór, parę wodną i azot. Te dwa obszary rozdzielone są powierzchnią, na której panują wa-



10. Koncentracja w osi strumienia przy określonym poziomie reakcji chemicznej



11. Zmiana temperatury statycznej wzdłuż osi strumieni



12. Rozkład temperatur w przepływie:

- a) reakcje chemiczne zachodzą równocześnie z procesem mieszania się strumieni,
 b) reakcje chemiczne zachodzą po wymieszaniu się strumieni

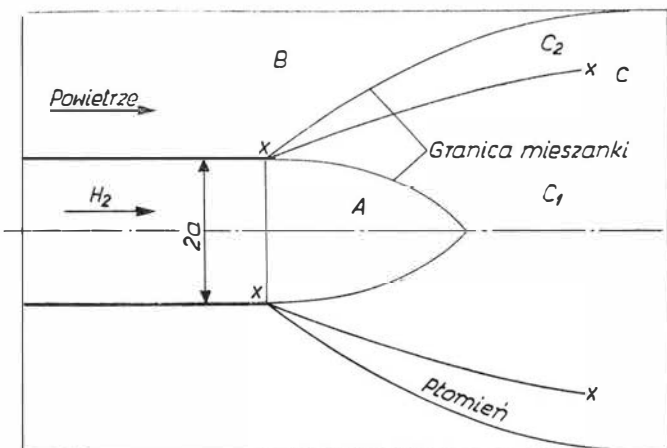
runki stechiometryczne i gdzie zachodzi spalanie. Zjawiska te są przedstawione na rys. 13. Obszar A jest obszarem o 100% zawartości wodoru, obszar B o 100% zawartości powietrza, w obszarze C — jeśli nie zachodzi spalanie — gaz tworzy mieszaninę azotu,

tlenu i wodoru. Jeśli może zachodzić spalanie w takim samym stopniu jak proces mieszania się strumieni, miejscowe koncentracje w obszarze C zależą od zachodzących procesów chemicznych. W przypadku istnienia bardzo szybkiej reakcji chemicznej obszar C można podzielić na dwa obszary: obszar C_2 , w którym strumień jest bogaty w tlen i zawiera dodatkowo azot i parę wodną oraz obszar C_1 , który jest bogaty w wodor i zawiera jeszcze azot i parę wodną. Poza linią X—X gaz jest już stechiometryczny, pozbawiony wolnego wodoru i tlenu, a zawiera tylko parę wodną i azot. Powierzchnia wzdłuż linii X—X nazywana jest warstwą płomienną.

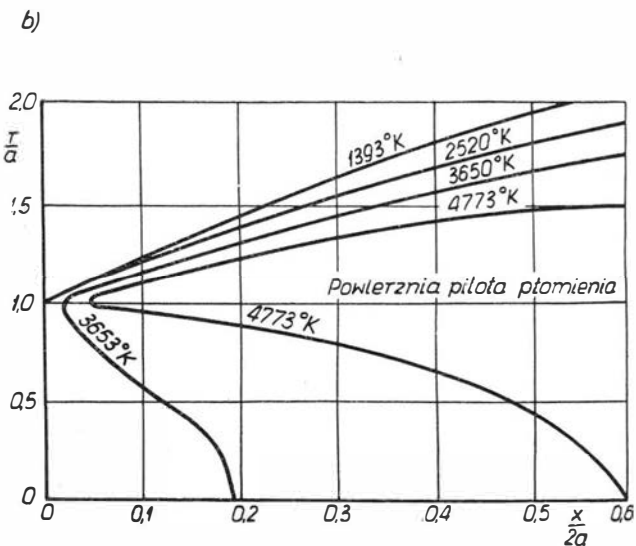
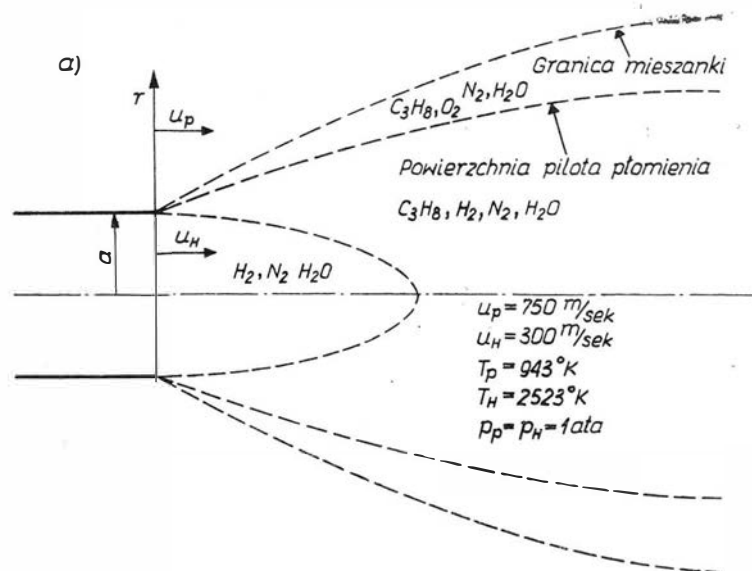
Doświadczenia wskazują, że koncentracja wodoru wzdłuż strumienia zmienia się proporcjonalnie do $(\sqrt{\rho_H u_H / \rho_P u_P} / x)^2$.

Spalanie naddźwiękowe kontrolowane przez konwekcję cieplną

Proces konwekcji cieplnej może być użyty w połączeniu z procesem dyfuzji do kontrolowania mechanizmu spalania naddźwiękowego. Dla zilustrowania



13. Model obrazujący mieszanie i reakcje zachodzące pomiędzy strumieniem wodoru i strumieniem powietrza



14. Spalanie naddźwiękowe kontrolowane przez konwekcję cieplną:

- a) spalanie mieszaniny powietrzno-propanowej z wodorowo-powietrznym pilotem płomienia,
 b) izotermy dla tego procesu

tej koncepcji rozpatrzmy mały strumień gazu mający wysoką temperaturę statyczną, otoczony przepływem mającym niską statyczną temperaturę (rys. 14). Oba strumienie mają te same ciśnienia. Ponieważ następuje mieszanie, koncentracja gazów w obu strumieniach stopniowo się zmienia, zmienia się więc również statyczna temperatura strumieni. Zewnętrzny gaz ogrzewa się podczas mieszania z gorącym gazem centralnym. Jeżeli tworząca się mieszanka nie reaguje chemicznie, temperatura w osi strumienia stopniowo spada. Jednak jeśli gaz centralny jest wstępnie spalony i temperatura jego jest wystarczająco wysoka, zewnętrzny gaz zareaguje i będzie zachodzić spalanie. Ciepło wytwarzane i przekazywane przez reagujące gazy podtrzymuje temperaturę w centralnej strefie przepływu i jeśli bilans cieplny jest dodatni, spalanie zachodzi podczas mieszania się strumieni i postępuje w kierunku zewnętrznego przepływu. Rozprzestrzenianie się płomienia kontrolowane jest przez proces mieszania się strumieni. Przykład przedstawiony na rys. 14 dotyczy produktów spalania zmieszanych z wodorem, które doprowadzane są do strumienia powietrzno-propanowego o stechiometrycznym składzie i niskiej temperaturze statycznej.

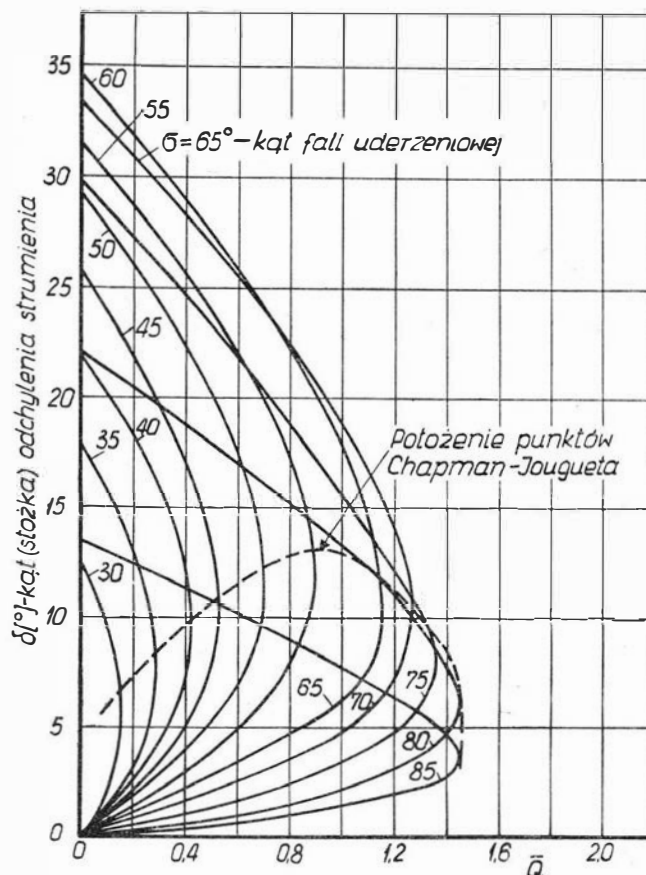
Rozkład temperatury wynikły ze spalania pokazany jest na rys. 14b. W tym przypadku strumień centralny jest jak gdyby zapalnikiem strumienia zewnętrznego. Spalanie zachodzi, ponieważ centralny gaz ma na tyle wysoką temperaturę, że procesy spalania rozpoczynają się zanim zewnętrzny strumień zdąży ochłodzić mieszaninę gazów.

Spalanie naddźwiękowe kontrolowane przez dyfuzję byłoby niemożliwe dla mieszaniny powietrzno-propanowej, ponieważ ma ona za małą szybkość spalania. Ponieważ jednak szybkość spalania zależy od temperatury, przeto procesy ulegają przyspieszeniu — lecz tylko lokalnie — tam, gdzie temperatura jest wystarczająco podwyższona przez gorący gaz z pilota płomienia. Intensywność procesu będzie zależała od bilansu między ciepłem wytworzonym przez spalanie a ciepłem absorbowanym przez strumień mieszanki o niskiej temperaturze. Mechanizm spalania opisany powyżej ma duże znaczenie praktyczne, ponieważ umożliwia zastosowanie spalania naddźwiękowego już w zakresie prędkości $Ma = 6 \div 7$.

Spalanie detonacyjne

Przy szczegółowym omawianiu procesów spalania detonacyjnego można podzielić je na dwie grupy: 1) grupa, w której procesy spalania detonacyjnego zachodzą na fali prostej i 2) grupa, w której te procesy zachodzą na fali skośnej.

Rozpatrywanie zmian parametrów termodynamicznych gazu podczas procesu detonacji na fali prostej uwidocznione jest dobrze na wykresie jednoparametrowego przepływu z doprowadzeniem ciepła (rys. 3). Dla przypadku przepływu przy liczbie Macha równej 3 (punkt 5) teoretycznie możliwe są dwa przypadki spalania detonacyjnego — na silnej (punkt 6) i na słabej fali uderzeniowej (punkt 7). Punkty 6 i 7 są stanami gazu po dwu różnych przypadkach doprowadzenia tej samej ilości ciepła do strumienia o tych samych parametrach początkowych. Przy spalaniu na silnej fali (silna detonacja) parametry gazu za falą są zawsze podkrytyczne ($Ma_2 < 1$) przy słabej detonacji przepływ jest ciągle nadkrytyczny ($Ma_2 > 1$).



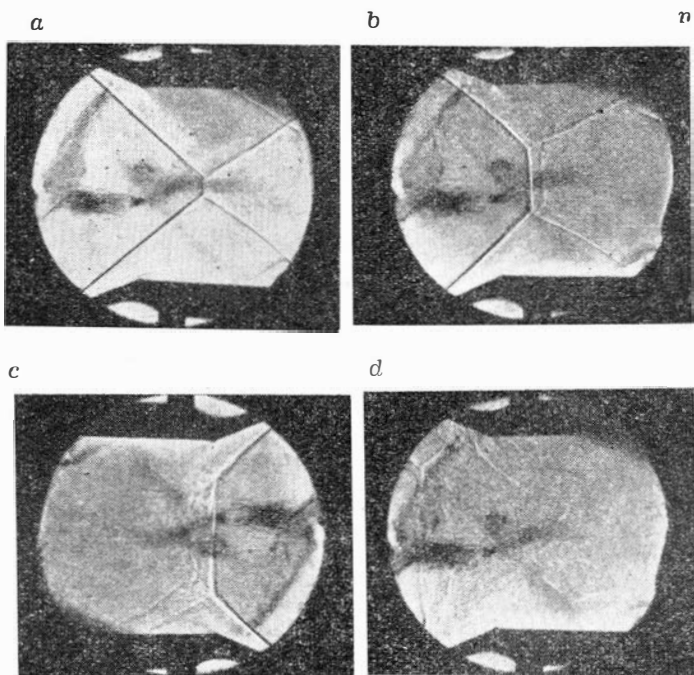
15. Teoretyczne własności skośnej fali detonacyjnej (początkowa liczba Macha strumienia wynosi 3)

Zwiększając stopniowo ilość ciepła doprowadzanego do strumienia dochodzi się z obu stron do jednego punktu (punkt 10), w którym do strumienia doprowadza się maksymalną ilość ciepła, a przepływ za falą jest krytyczny. Punkt ten nazywany jest punktem Chapman-Jougueta.

W tunelach naddźwiękowych uzyskiwano wielokrotnie spalanie na silnej fali uderzeniowej. Stateczne spalanie uzyskiwano dla całego zakresu (od punktu 5 do punktu 10), a wyniki prób były powtarzalne. Spalania detonacyjnego na słabej fali uderzeniowej, choć teoretycznie możliwego, nie udało się uzyskać, gdyż najprawdopodobniej jest ono niestateczne.

Na rys. 15 pokazano teoretyczne zależności między kątem stożka i drugą liczbą Damkohlera dla skośnej fali detonacyjnej. Linia kreskowana oddziela obszar silnej fali detonacyjnej od obszaru słabej fali detonacyjnej. W dwuparametrowym przepływie zachodzi pełna analogia do przepływu jednoparametrowego i punkt, w warunkach którego składowa normalna prędkości gazu za falą detonacyjną jest krytyczna, nosi taką samą nazwę. Mogą również zaistnieć takie przypadki przepływu, w których stałe warunki przepływu nie będą mogły być utrzymane. Np. dla \bar{Q} równego 1,5 nie uzyska się trwałego przepływu przy $Ma = 3$.

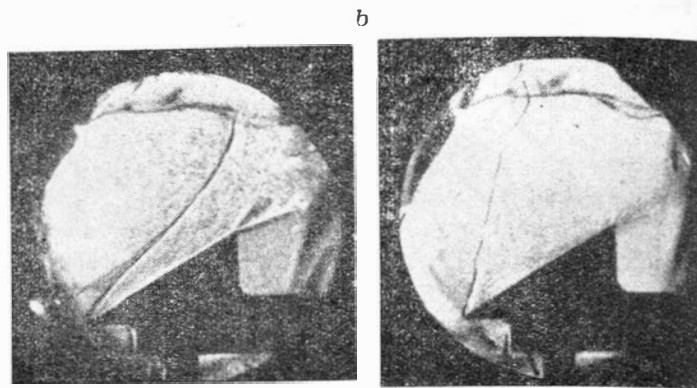
Badania spalania naddźwiękowego przeprowadzano w tunelach aerodynamicznych dla mieszanek wodoro-powietrznych i metanowo-powietrznych, przy prędkościach około $Ma = 3$. Paliwo wtryskiwane było przed punktem krytycznym, co zapewniało utworzenie się równomiernej mieszanki w naddźwiękowym strumieniu. Temperatura statyczna i ciśnienie statyczne były tak dobierane, aby zapłon mieszanki nie nastąpił w wolnym strumieniu, lecz dopiero na fali



16. Układ fal dla mieszaniny wodorowo-powietrznej przy liczbie Macha równej 3,15 i przy różnych liczbach Damkohlera (badany układ fali prostej znajduje się w środkowym obszarze układu pomiarowego):

- a) bez doprowadzenia ciepła, $\bar{Q} = 0$,
- b) z doprowadzeniem ciepła przy $\bar{Q} = 2,75$,
- c) wzrastająca fala detonacyjna przy $\bar{Q} = 3,75$,
- d) fala detonacyjna przy $\bar{Q} = 5,00$

uderzeniowej. Temperatury zapłonu całkowicie sprawdzały się z teoretycznymi temperaturami zapłonu. Fale detonacyjne były cienkie, a całkowite spalanie zachodziło już w odległości około 2 cm od fali. Spalanie zachodzące na skośnej fali było zawsze silne, a parametry gazu za falą — podkrytyczne.



17. Układ fal skośnych dla $Ma = 3,0$:

- a) $\bar{Q} = 0$; b) $\bar{Q} = 1,3$

Zdjęcia przedstawione na rys. 16 pokazują przypadki fal uderzeniowych dla różnych wartości drugiej liczby Damkohlera. W tych przypadkach parametry prostej fali detonacyjnej były uzyskiwane dla środkowej warstwy strumienia.

Zdjęcie przedstawione na rys. 17 pokazuje układ fali skośnej w przypadku przepływu bez doprowadzenia ciepła ($\bar{Q} = 0$), przy $Ma = 3$. Rys. 17b pokazuje ten sam przepływ, lecz z doprowadzeniem ciepła ($\bar{Q} = 1,3$). Na zdjęciu jest widoczny wyraźny przyrost kąta fali uderzeniowej, który wywołany jest wzrostem dławienia termicznego powstałym za falą uderzeniową.

We wszystkich przypadkach spalania detonacyjnego na skośnej fali uderzeniowej uzyskiwano tylko spalanie detonacyjne na silnej fali uderzeniowej (silna detonacja). Przepływ za falą był więc zawsze poddźwiękowy, a wyniki przeprowadzonych badań były powtarzalne. Spalania detonacyjnego na słabej fali uderzeniowej nie udało się uzyskać.

Dr inż. TADEUSZ GAJEWSKI

Wpływ upustu powietrza za sprężarką na parametry turbinowego silnika odrzutowego

W artykule wyprowadzono za pomocą metody małych przyrostów wzory wyrażające wpływ upustu powietrza za sprężarką turbinowego silnika odrzutowego na ciąg, jednostkowe zużycie paliwa, temperaturę za sprężarką, spręż, temperaturę przed turbiną i wydatek powietrza. Artykuł zilustrowano przykładem obliczeniowym.

Oznaczenia

C_R [kG/kGh] — jednostkowe zużycie paliw,
 F [m] — pole przekroju,
 G, G_{pal}, G' [kG/sek] — wydatek odpowiednio powietrza, paliwa i gazów wylotowych,
 L_e [m/sek] — jednostkowa praca efektywna,
 l [kG] — ilość powietrza potrzebna do spalenia 1 kG paliwa przy stechiometrycznym składzie mieszanki,
 k, k' — wykładniki izentropy odpowiednio powietrza i gazów wylotowych,
 n [1/min] — prędkość obrotowa,
 p [kG/cm²] — ciśnienie całkowite,
 R [kG] — ciąg,

R, R' [m/°K] — stałe gazowe odpowiednio powietrza i gazów wylotowych,
 T [°K] — całkowita temperatura bezwzględna,
 V [m/sek] — prędkość lotu,
 π — stosunek ciśnień,
 σ — współczynnik zachowania ciśnienia całkowitego,
 Θ — stosunek określający podgrzanie gazów w dopalaczu,
 η — sprawność wyrażona przez parametry całkowite,
 ξ — współczynnik wydzielania ciepła,
 λ — liczba przepływu (stosunek lokalnej prędkości do prędkości w przekroju krytycznym),

$$(\delta y) = \frac{y_1 - y_0}{y_0} \quad \alpha - \text{współczynnik nadmiaru powietrza, względne zmiany parametru } y \text{ w przedziale } (y_0, y_1),$$

Indeksy

- a — warunki otoczenia,
- d — parametr dynamiczny,
- D — dysza wylotowa,
- K — komora spalania,
- S — sprężarka,
- T — turbina,
- u — upust,
- W — wlot silnika,
- 0, 1, 2... — oznaczenia przekrojów silnika zgodnie z rysunkiem 1.

W praktyce projektowania, badania prototypów czy eksploatacji turbinowych silników odrzutowych wynika często konieczność dokonania nieznacznych zmian parametrów silnika lub parametrów jego zespołów. Występująca wówczas zmiana pozostałych parametrów silnika może być wyznaczona drogą obliczeń gazodynamicznych silnika. Zmudnych tych obliczeń można uniknąć przez zastosowanie tzw. metody małych przyrostów. Metoda ta opiera się na linearyzacji zależności charakteryzujących dane zjawisko i jest z powodzeniem stosowana w szeregu gałęzi nauki, jak np. teorii błędów, teorii drgań, teorii regulacji itp.

Jeżeli dwie wielkości pewnego procesu związane są ze sobą zależnością $y = f(x)$ i dla $x = x_0$ jest $y = y_0$, to przy dostatecznie małej zmianie argumentu x o wartość dx różniczka $dy = f'(x_0) dx$ może być wyrażona z zadowalającą dla praktyki dokładnością przez przyrosty skończone $\Delta y = f'(x_0) \Delta x$.

Gdy rozważana wielkość jest funkcją wielu zmiennych $z(x, y, t)$, to związek między przyrostami funkcji i jej zmiennych niezależnych ma postać jednorodnego równania liniowego:

$$\Delta z = \frac{\partial z}{\partial x} \Delta x + \frac{\partial z}{\partial y} \Delta y + \frac{\partial z}{\partial t} \Delta t$$

W niniejszym artykule rozpatruje się wpływ upustu części strumienia za sprężarką na ciąg, jednostkowe zużycie paliwa i inne parametry turbinowego silnika odrzutowego. Konieczność upustu powietrza za sprężarką może wynikać np. z następujących przyczyn:

- 1) regulacja sprężarki przy stałej prędkości obrotowej,
- 2) nadmuchiwanie klap samolotu,
- 3) chłodzenie części silnika,
- 4) zasilanie instalacji przeciwooblodzeniowej,
- 5) odwietrzanie instalacji olejowej,
- 6) zasilanie agregatów pokładowych,
- 7) klimatyzacja kabiny.

Wydatek upuszczanego w wyżej wymienionych celach powietrza stanowi zazwyczaj mały procent wydatku powietrza przepływającego przez silnik. Dzięki temu rozwiązanie postawionego zadania może opierać się na metodzie małych przyrostów.

Dane wyjściowe stanowią parametry silnika, parametry obiegu silnika, charakterystyka stoiskowa silnika oraz charakterystyka jego sprężarki.

Równaniem wyjściowym są równania małych przyrostów ciągu i jednostkowego zużycia paliwa wprowadzone w pracy [1], a mianowicie:

Równanie małego przyrostu ciągu R :

$$(\delta R) = W_9 [(\delta p_a) + (\delta p_5) + W_7 W_8 (\delta \pi_D)] + - (W_9 - 1) [(\delta G) + (\delta V)]$$

gdzie:

$W_7 = \frac{f(\lambda_5) \pi_D}{f(\lambda_5) \pi_D - 1}$ — liczba wpływu stosunku ciśnień w dyszy na liczbę λ_5 ,

$f(\lambda_5) = (1 + \lambda_5^2) \left(1 - \frac{k' - 1}{k' + 1} \lambda_5^2\right)^{\frac{1}{k' - 1}}$ — funkcja gazodynamiczna liczby λ_5 ,

$$W_8 = \frac{[\delta f(\lambda_5)]}{(\delta \pi_D)} + 1 = \frac{1}{\frac{k'}{k' - 1} + \frac{k' + 1}{2(k' - 1)} \pi_D - \frac{k' - 1}{k'}}$$

— liczba wpływu zmiany stosunku ciśnień w dyszy na zmianę liczby λ_5 ,

$W_9 = 1 + G \cdot V/R$ — liczba wpływu prędkości lotu na wydatek powietrza przez silnik.

Równanie małego przyrostu jednostkowego zużycia paliwa

$$(\delta C_R) = (\delta G) - (\delta R) + \frac{1}{W_{10}} W_{10} (\delta T_3) + \frac{1}{1 + (\Theta - 1) \frac{W_{10}}{W_5 + 1}} - (W_{10} - 1) (\delta T_2) + \frac{W_{10}}{W_5 + 1} (\Theta - 1) (\delta T_3) + \frac{W_{10}}{W_5 + 1} \Theta (\delta \Theta) - (\delta \xi)$$

gdzie:

$W_{10} = \frac{(\delta G_{pal})}{(\delta T_3)} = \frac{T_3}{T_3 - T_2}$ — liczba wpływu temperatury przy danym sprężu na zużycie paliwa G_{pal} .

Stosownie do postawionego zadania będą obecnie poszukiwane wielkości wchodzące w skład powyższych równań jako funkcje upustu.

Wydatek gazów przepływających przez turbinę wynosi:

$$G' = G - G_u + G_{pal} \quad (1)$$

Ponieważ $G_{pal} = G/\alpha$, to po przekształceniach równanie (1) przyjmie postać:

$$G \left(1 + \frac{1}{\alpha l_0}\right) = G' \left(1 + \frac{G_u}{G'}\right) = \mu G' \quad (2)$$

Liczba $\mu = 1 + G_u/G'$ reprezentuje względną ilość powietrza odbieranego za sprężarką w jednostce czasu.

Zgodnie z metodą małych przyrostów równanie małego przyrostu wielkości y znajduje się drogą operacji $d(\ln y) = dy/y$, która wykonana w równaniu (2) daje:

$$dG/G = d\mu (\mu + dG') G'$$

przy czym założono, że upust powietrza za sprężarką nie powoduje zmiany współczynnika α .

Przechodząc do przyrostów skończonych otrzymuje się:

$$\Delta G/G = \Delta\mu/\mu + \Delta G'/G' \quad (3)$$

albo w zapisie symbolicznym:

$$(\delta G) = (\delta\mu) + (\delta G') \quad (4)$$

Niezależnie od ilości upuszczanego powietrza za sprężarką musi być spełnione równanie ustalonej

współpracy sprężarki i turbiny wyrażające równość ich mocy:

$$G L_{eS} = \eta_m \beta_{agr} G' L_{eT} \quad (5)$$

gdzie:

η_m — sprawność mechaniczna łożysk wału napędowego turbiny,

β_{agr} — liczba określająca moc napędu agregatów.

Przyjmując, że sprawność η_m oraz liczba β_{agr} nie zależą od upustu powietrza równanie (5) wyraża się przez małe przyrosty następująco:

$$(\delta G) + (\delta L_{eS}) = (\delta G') + (\delta L_{eT}) \quad (6)$$

Po uwzględnieniu równania (4) w równaniu (6) otrzymuje się:

$$(\delta L_{eT}) = (\delta L_{eS}) + (\delta \mu) \quad (7)$$

Z drugiej strony:

$$L_{eS} = \frac{k}{k-1} R T_o \left(\pi_s^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right) \frac{1}{\eta_S}$$

a mały przyrost pracy efektywnej sprężarki:

$$(\delta L_{eS}) = (\delta T_e) + W_1 (\delta \pi_s) - (\delta \eta_S) \quad (8)$$

gdzie:

$$W_1 = \frac{k-1}{k} \pi_s^{\frac{k-1}{k}} \left(\pi_s^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right)^{-1} \quad \text{— liczba wpływu sprężu sprężarki na jej pracę efektywną.}$$

Wychodząc z równania pracy efektywnej turbiny:

$$L_{eT} = \frac{k'}{k'-1} R' T_3 \left(1 - \frac{1}{\pi_T^{\frac{k'-1}{k'}}} \right) \eta_T$$

otrzymuje się równanie małego przyrostu pracy efektywnej turbiny:

$$(\delta L_{eT}) = (\delta T_3) + (\delta \eta_T) + W_2 (\delta \pi_T) \quad (9)$$

gdzie:

$$W_2 = \frac{k'-1}{k' \left(\pi_T^{\frac{k'-1}{k'}} - 1 \right)} \quad \text{— liczba wpływu stosunku ciśnienia w turbinie na jej pracę efektywną.}$$

Przy założeniu niezmienniej temperatury T_o , z równań (7), (8) i (9) znajduje się:

$$W_2 (\delta \pi_T) = W_1 (\delta \pi_s) - (\delta \eta_S) - (\delta \eta_T) - (\delta T_3) + (\delta \mu) \quad (10)$$

Z przebiegu charakterystyk turbin wynika, że w realnym zakresie zmian stosunku $n/\sqrt{T_3}$ i π_T sprawność turbiny pozostaje praktycznie niezmienna, dzięki czemu można przyjąć, że $(\delta \eta_T) = 0$. Uwzględniając to w równaniu (10) oraz wprowadzając do niego liczbę wpływu sprawności sprężarki na jej spręż:

$$W_3 = \frac{\frac{\Delta \eta_S}{\eta_S}}{\frac{\Delta \pi_S}{\pi_S}} = \frac{(\delta \eta_S)}{(\delta \pi_S)}$$

otrzymuje się ostatecznie równanie ustalonej współpracy sprężarki i turbiny wyrażone przez małe przyrosty:

$$W_2 (\delta \pi_T) = (W_1 - W_3) (\delta \pi_s) - (\delta T_3) + (\delta \mu) \quad (11)$$

Występujące w tym równaniu małe przyrosty parametrów zależą od ilości upuszczanego powietrza za

sprężarką. Aby to uwzględnić, należy wykorzystać po uprzednim przekształceniu równanie (4).

Mianowicie wydatek gazów wylotowych można przedstawić jako znaną funkcję gazodynamiczną liczby λ_k w minimalnym przekroju kierownicy turbiny o sumarycznym polu F_k :

$$G' = j \frac{p_3 F_k q(\lambda_k)}{\sqrt{T_3}}$$

a w postaci równania małych przyrostów:

$$(\delta G') = (\delta p_3) + (\delta F_k) - \frac{1}{2} (\delta T_3) + [\delta q(\lambda_k)] \quad (12a)$$

Lecz:

$$p_3 = p_0 \pi_S \sigma_K \quad (12b)$$

Współczynniki σ_W , σ_K i σ_D ulegają nieznacznym zmianom wskutek zmiany parametrów obiegu silnika w danych warunkach lotu. Dlatego tutaj i w dalszych zależnościach przyjmować się będzie:

$$(\delta \sigma_W) = (\delta \sigma_K) = (\delta \sigma_D) = 0$$

Ponieważ $\delta \sigma_W = p_0/p_a$, to konsekwentnie dla ustalonych warunków lotu zachodzi $(\delta p_0) = 0$.

Uwzględniając niezmiennosc pola przekroju minimalnego kierownicy można napisać, że $(\delta F_k) = 0$. Przyjmiemy także, iż zachodzi $[\delta q(\lambda_k)] = 0$. Można to uzasadnić faktem, że w kierownicy turbiny jedno-stopniowej lub pierwszego stopnia turbiny stosunek ciśnienia może być nadkrytyczny i wtedy $q(\lambda_k) = 1$. Jeżeli zachodzi przypadek, że $q(\lambda_k) < 1$, to doświadczenia i obliczenia wykazują, że zmiany stosunku ciśnień w turbinie π_T , stosunku $n/\sqrt{T_3}$ i sprawność η_T nie wywołują praktycznie zmiany wartości $q(\lambda_k)$.

Uwzględniając powyższe uwagi w równaniach (12) otrzymuje się:

$$(\delta G') = (\delta \pi_S) - \frac{1}{2} (\delta T_3) \quad (13)$$

Po wprowadzeniu liczby wpływu wydatku powietrza na spręż sprężarki:

$$W_4 = \frac{\frac{\Delta G}{G}}{\frac{\Delta \pi_S}{\pi_S}} = \frac{(\delta G')}{(\delta \pi_S)}$$

mamy:

$$(\delta G) = W_4 (\delta \pi_S) \quad (14)$$

Podstawiając (13) i (14) do równania (4) otrzymuje się poszukiwaną postać równania ciągłości:

$$(1 - W_4) (\delta \pi_S) = \frac{1}{2} (\delta T_3) - (\delta \mu) \quad (15)$$

Za pomocą tego równania i równania (11) współpracy turbiny i sprężarki otrzymuje się zależność względnych przyrostów $(\delta \pi_S)$ i (δT_3) od względnych zmian wydatku $(\delta \mu)$ upuszczanego powietrza za sprężarką:

$$(\delta \pi_S) = \frac{1}{2} W' [W_2 (\delta \pi_T) + (\delta \mu)] \quad (16)$$

oraz:

$$(\delta T_3) = (W_1 - W_3) (\delta \pi_S) - W_2 (\delta \pi_T) + (\delta \mu) \quad (17)$$

gdzie:

$$W' = \left[\frac{1}{2} (W_1 - W_3) + W_4 - 1 \right]^{-1}$$

przy czym zazwyczaj zachodzi $W' < 0$.

Pozostaje jeszcze określić $(\delta\pi_T)$ od $(\delta\mu)$. W tym celu należy posłużyć się równaniem ciągłości przepływu dla minimalnych przekrojów turbiny i dyszy:

$$\frac{p_3 F_k q(\lambda_k)}{\sqrt{T_3}} = \frac{p_5 F_5 q(\lambda_5)}{\sqrt{T_5}}$$

albo:

$$\pi_T \sqrt{1 - \eta_T \left(1 - \pi_T^{-\frac{k'-1}{k'}}\right)} = \sigma_D \frac{F_5}{F_k} \frac{q(\lambda_5)}{q(\lambda_k)} \sqrt{\frac{1}{\Theta}} \quad (18)$$

a w małych przyrostach:

$$\left(1 - \frac{1}{2} W_2 W_5\right) (\delta\pi_T) = (\delta F_5) + (\delta\pi_D) W_6 - \frac{1}{2} (\delta\Theta) \quad (19)$$

gdzie:

$$W_6 = \frac{1}{2} \frac{k'-1}{k' \left(\pi_D^{\frac{k'-1}{k'}} - 1\right)} - \frac{2}{k'} - \text{liczba wpływu}$$

stosunku ciśnień w dyszy π_D na liczbę λ_5 .

W równaniu tym uwzględniono, że zachodzi:

$$(\delta\sigma_W) = (\delta\sigma_K) = (\delta\sigma_D) = (\delta\eta_T) = \delta[q(\lambda_k)] = 0 \quad (20)$$

Stosunek ciśnień w dyszy π_D można przedstawić w postaci:

$$\pi_D = \frac{\pi_S \sigma_K \sigma_D}{\pi_T}$$

a po uwzględnieniu (20):

$$(\delta\pi_D) = (\delta\pi_S) - (\delta\pi_T) \quad (21)$$

Wykorzystując w równaniu (19) zależności (16) i (21) znajduje się poszukiwaną funkcję $(\delta\pi_T)$ od $(\delta\mu)$:

$$(\delta\pi_T) = W'' \left[\frac{1}{2} W' W_6 (\delta\mu) + (\delta F_5) - \frac{1}{2} (\delta\Theta) \right] \quad (22)$$

gdzie:

$$W'' = \left[1 - \frac{1}{2} W_2 W_5 + W_6 \left(1 - \frac{1}{2} W' W_2 \right) \right]^{-1}$$

Pozostaje jeszcze określić wpływ upustu powietrza na temperaturę za sprężarką T_2 .

Z równania pracy efektywnej sprężania można wyznaczyć przyrost temperatury w sprężarce:

$$T_2 - T_0 = \frac{k-1}{k R} L_{es}$$

a mała zmiana tego przyrostu wynosi:

$$[\delta(T_2 - T_0)] = (\delta L_{es})$$

Po wykorzystaniu zależności (8) i uwzględnieniu, że (δT_0) jest równe zero, otrzymuje się po przekształceniach poszukiwaną zależność:

$$(\delta T_2) = W_{11} [W_1 (\delta\pi_S) - (\delta\eta_S)] \quad (23)$$

gdzie:

$$W_{11} = \frac{1}{1 + \frac{\eta_S}{\frac{k-1}{k} - 1}} - \text{liczba wpływu sprawności sprężarki na jej spręż.}$$

Przyjmijmy, że równanie małego przyrostu ciągu i jednostkowego zużycia paliwa poszukujemy dla silnika bez dopalacza, z nieregulowanym polem minimalnym F_5 dyszy i w niezmiennych warunkach lotu. Weźmy jeszcze pod uwagę fakt, że we współczesnych silnikach stosunki ciśnień w dyszy są w warunkach

lotu nadkrytyczne. Jak wiadomo z teorii turbinowych silników odrzutowych, oznacza to, że w całym eksploatacyjnym zakresie pracy turbiny stosunek ciśnień π_T pozostaje stały. Uwzględniając powyższe uwagi można napisać:

$$(\delta p_0) = (\delta F_5) = (\delta v) = (\delta\pi_T) = 0 \quad (24)$$

oraz $\Theta = 1$.

Wobec tego podane we wstępie artykułu równanie małego przyrostu ciągu i jednostkowego zużycia paliwa sprowadza się do postaci:

$$(\delta R) = W_7 W_8 W_9 (\delta\pi_D) - (W_9 - 1) (\delta G) \quad (25)$$

$$(\delta C_R) = (\delta G) - (\delta\mu) - (\delta R) + W_{10} (\delta T_3) - (W_{10} - 1) (\delta T_2) \quad (26)$$

We wzorze określającym (δC_R) uwzględniono, że do komory spalania wpływa strumień powietrza o zmniejszonym wskutek upustu wydatku. Stąd też, zgodnie z równaniem (4) pojawia się w tej zależności człon $(\delta\mu)$. Prócz tego przyjęto, że przy tym nie ulega zmianie współczynnik wydzielania ciepła, dzięki czemu $(\delta\xi) = 0$.

Uwzględniając w równaniach wyjściowych (25) i (26) zależności (14), (16), (17), (21), (22), i (23) oraz warunki (24), otrzymuje się poszukiwaną zależność zmiany ciągu i jednostkowego zużycia paliwa od wydatku powietrza upuszczanego w omówionym modelu turbiniowego silnika odrzutowego:

$$(\delta R) = \frac{1}{2} W' (\delta\mu) [W_7 W_8 W_9 - (W_9 - 1) W_4] \quad (27)$$

$$(\delta C_R) = \frac{1}{2} W' (\delta\mu) \left\{ \frac{2}{W'} (W_{10} - 1) - W_7 W_8 W_9 + W_9 W_4 + (W_1 - W_3) [W_{10} - W_{11} (W_{10} - 1)] \right\} \quad (28)$$

Wykorzystując zależności (16), (17) i (22) można określić zmianę temperatury przed turbiną w zależności od wydatku upuszczanego powietrza i przy nieziennej prędkości obrotowej:

$$(\delta T_3) = (\delta\mu) \left[\frac{1}{2} W' (W_1 - W_3) + 1 \right] \quad (29)$$

Jako przykład podano niżej wyniki obliczeń wpływu upustu powietrza za sprężarką na parametry turbiniowego silnika odrzutowego (bez dopalacza) o następujących parametrach wyjściowych (przy maksymalnej prędkości obrotowej):

$$\begin{array}{llll} R = 2500 \text{ kp} & \pi_S = 6 & \eta_S = 0,85 & T_2 = 515 \text{ }^\circ\text{K} \\ G = 40 \text{ kG/sek} & \pi_T = 2,45 & \eta_T = 0,9 & T_3 = 1100 \text{ }^\circ\text{K} \\ & & \pi_D = 2,23 & \end{array}$$

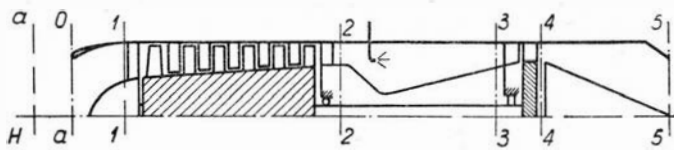
Prócz tego dana jest zależność sprężu i sprawności sprężarki od wydatku przy maksymalnej prędkości obrotowej, którą charakteryzują liczby wpływu W_3 i W_4 wynoszące:

$$W_3 = 0,11 \quad W_4 = -0,3$$

Pozostałe liczby wpływu wynoszą:

$$\begin{array}{ll} W_1 = 0,72 & W_8 = 1 \\ W_2 = 1 & W_9 = 1 \\ W_5 = 0,22 & W_{10} = 1,88 \\ W_6 = 0 & W_{11} = 0,44 \\ W_7 = 1,55 & W = -1,01 \end{array}$$

Przewiduje się upust wynoszący 1% wydatku powietrza przepływającego przez sprężarkę, co oznacza, że $(\delta\mu) = 0,01$.



Charakterystyczne przekroje silnika turbodrzutowego

Wykorzystując kolejno zależności (14), (16), (17), (23), (25) i (26) oraz powyżej podane wartości liczb wpływu (wyznaczone za pomocą wzorów podanych w niniejszym artykule) znajduje się przyrosty (dodatnie lub ujemne) parametrów rozpatrywanego sil-

nika, które wystąpią przy rozważanym upuszczeniu powietrza za sprężarką, a mianowicie:

$$\begin{aligned} (\delta R) &= -0,77\% & (\delta G) &= 0,15\% \\ (\delta C_R) &= 1,42\% & (\delta T_2) &= -0,13\% \\ (\delta T_3) &= 1,3\% & (\delta \pi_s) &= -0,5\% \end{aligned}$$

Literatura

1. Czerkies A. J.: „Primienienie metoda małych odklonienij w teoriji i rasczotie awiacyjnyh turboreaktiwnyh dwigatielej”, Moskwa 1955.
2. Stieczkin B. S. i inni: „Teoria silnikow odrzutowych” — tłumaczenie z ros., Wyd. MCN, 1961.

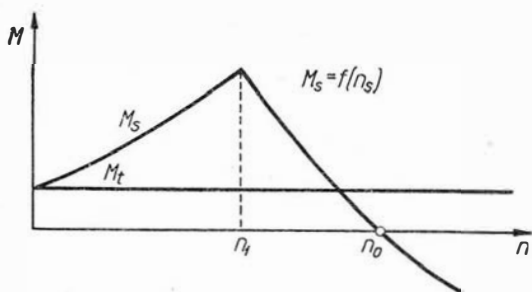
Mgr inż. WOJCIECH CEGLINSKI

Dobór parametrów elektrycznych prądnico-rozruszników do turbinowych silników odrzutowych

Do rozruchu turbinowych silników stosowane są prądnico-rozruszniki. Prądnico-rozrusznik oznacza maszynę elektryczną prądu stałego, która podczas rozruchu silnika pracuje jako silnik, a następnie po dokonaniu rozruchu — jako prądnicą zasilająca elektryczną sieć samolotu. Korzyści, jakie płyną z zastosowania prądnico-rozrusznika, są następujące: 1) odpada konieczność stosowania sprzęgła swobodnego biegu, ponieważ prądnico-rozrusznik pracuje tak w czasie rozruchu, jak i podczas normalnej pracy silnika, 2) zyskuje się na ciężarze silnika stosując maszynę spełniającą podwójną rolę (w porównaniu do wariantu stosowania osobno rozrusznika i prądnicy). Wady prądnico-rozruszników są następujące: 1) bardziej skomplikowany elektryczny układ rozruchowy, 2) w niektórych przypadkach zmienna przekładnia mechaniczna.

Określenie zmiennej charakterystyki $M_s = f(n)$

Jednym z koniecznych warunków prawidłowego doboru prądnico-rozrusznika jest znajomość charakterystyki turbinowego silnika odrzutowego, a więc zależności $M_s = f(n)$, którą podano na rys. 1. M_s re-



1. Przebieg charakterystyki momentu oporowego turbinowego silnika odrzutowego $M_s = f(n)$

prezentuje moment oporowy stawiany przez układ sprężarka + turbina łącznie z momentem tarcia. Widzimy, że w przedziale narastania prędkości od 0 do prędkości n_1 turbina nie pracuje i moment opo-

rowy możemy określić równaniem: $M_s = a + bn^2$. Moment ten w zakresie prędkości 0 — n_1 zależy głównie od parametrów sprężarki i rośnie w przybliżeniu proporcjonalnie do kwadratu prędkości obrotowej.

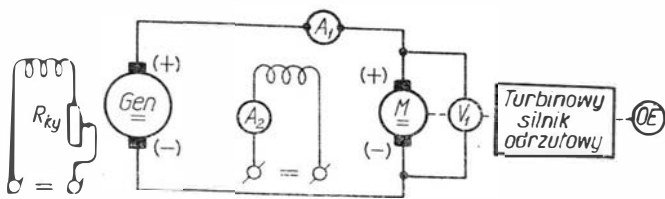
M_t — reprezentuje moment pochodzący od sił tarcia występujących w łożyskach silnika.

prędkość n_1 odpowiada początkowi pracy turbiny, prędkość n_0 odpowiada zrównaniu się momentu oporowego silnika i momentu obrotowego pochodzącego od pracującej turbiny.

Przebieg charakterystyki $M_s = f(n)$ w zakresie prędkości od 0 — n_1 możemy określić na drodze: a) obliczeniowej, b) elektrycznej.

Metoda obliczeniowa jest dosyć skomplikowana, dlatego też bliżej zajmiemy się określeniem tej charakterystyki na drodze elektrycznej. Do tego celu używamy maszynę elektryczną pracującą jako silnik z możliwością płynnej regulacji obrotów, najchętniej silnik obcowzbudny prądu stałego. Przy wyborze mocy silnika kierujemy się wskazówką, aby $P_{sil} \gg P_{rozrusz}$. Oczywiście na tym etapie pracy $P_{rozrusz}$ (moc rozrusznika) szacujemy w przybliżeniu.

Na rys. 2 podano schemat elektryczny układu do zdjęcia charakterystyki $M_s = f(n)$. Tok postępowania przy zdejmowaniu charakterystyki $M_s = f(n)$ jest następujący: turbinowy silnik odrzutowy z wyłączonym układem zapłonowym i paliwowym napędzany jest przez silnik elektryczny M . Ustawiając obroty silnika M na żadaną wartość — za pośrednictwem zmiany napięcia zasilającego silnik (zmiana U_{Gen}) — notujemy dla każdej prędkości obrotowej napięcie na tworniku silnika M (woltomierz V_1), prąd twornika silnika M (amperomierz A_1), napięcie zasilające uzwojenie wzbudzenia silnika M (woltomierz V_2), prąd wzbudzenia silnika M (amperomierz A_2). Na podstawie metody strat poszczególnych występujących w maszynie elektrycznej określamy jej sprawność, a następnie moc na jej wale, która w stanie równowagi jest jednocześnie mocą pobieraną przez silnik turbinowy (z uwzględnieniem sprawności mechanicznej między silnikiem M a silnikiem lotniczym — jeśli taka istnieje).



2. Schemat elektryczny układu do zdjęcia charakterystyki $M_s = f(n)$: M — silnik elektryczny prądu stałego obco-wzbudny, V_1 — woltomierz magnetoelektryczny, A_1 — amperomierz magnetoelektryczny z bocznikiem, A_2 — amperomierz magnetoelektryczny, Gen — generator prądu stałego zasilający silnik M , R — opornik do regulacji napięcia generatora, OE — obrotomierz elektryczny

Mając mcc na wale silnika turbinowego przy ustalonych prędkościach obrotowych, możemy określić moment oporowy stawiany przez ten silnik, i w efekcie otrzymamy przebieg charakterystyki $M_s = f(n)$ — układ sprężarka + nie pracująca turbina. Tok obliczeń poszczególnych strat jest następujący.

1. Obliczamy straty obciążeniowe (straty te występują przy przepływie prądu — w uzwojeniu twornika):

$$\Delta P_{obc} = I_t^2 R_{tc} \text{ [W]}$$

gdzie:

- I_t — natężenie prądu twornika zmierzone za pomocą amperomierza A_1 ,
- R_{tc} — całkowita oporność elektryczna w obwodzie twornika,
 $R_{tc} = R_t + R_p \text{ [}\Omega\text{]}$,
- R_t — oporność uzwojenia twornika,
- R_p — oporność przejścia (między szczotką a komutatorem).

Oporność R_t — jako zależną od temperatury (a pośrednio od natężenia prądu I_t) — określamy zatrzymując silnik po każdorazowym ustawieniu prędkości obrotowej silnika napędowego M na żadaną wartość. Pomiaru oporności dokonujemy mostkiem Thomsona, ewentualnie metodą techniczną. Ze względu na fakt, że przez czas upływający od chwili przerwania prądu w obwodzie twornika silnika M (zatrzymanie silnika) do chwili przyłożenia układu pomiarowego uzwojenie twornika już częściowo ostygnie — zmierzona oporność uzwojenia jest mniejsza od rzeczywistej.

W celu określenia przyrostu temperatury w chwili pomiaru wykonuje się kilka pomiarów oporności w pewnych odstępach czasu i oblicza się na podstawie wzoru podanego niżej odpowiednie przyrosty temperatur:

$$\Theta = \frac{R_g - R_z}{R_z} (234,5 + \vartheta_z) - (\vartheta_0 - \vartheta_z)$$

$$\Theta = \vartheta_g - \vartheta_0$$

gdzie:

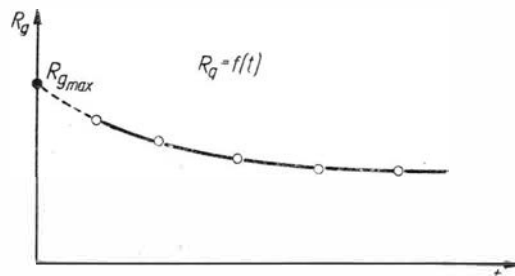
- R_g — oporność uzwojenia twornika w stanie nagrzanym (w czasie pomiaru),
- R_z — oporność uzwojenia w stanie zimnym,
- ϑ_z — temperatura, przy której zmierzona oporność R_z ,
- ϑ_0 — temperatura czynnika chłodzącego,

zakładając, że $\vartheta_0 = \vartheta_z$ — wyrażenie ulegnie uproszczeniu i przyjmie następującą postać:

$$\Theta = \frac{R_g - R_z}{R_z} (234,5 + \vartheta_z)$$

Posługując się tymi obliczeniami wykreśla się zależność $\Theta = f(t)$, czyli tzw. krzywą stygnięcia. Na jej podstawie określa się przyrost temperatury dla $t = 0$, tzn. w chwili przerwania prądu — a następnie oporność uzwojenia w chwili $t = 0$.

Dla małych maszyn okres od przerwania prądu w obwodzie twornika do pierwszego odczytu jest mały i czas wykonania wszystkich pomiarów oporności nie przekracza zazwyczaj kilku minut. W przeciągu tak krótkiego czasu nie zmieni się temperatura otoczenia i dlatego można operować nie przyrostami temperatur, lecz wprost temperaturami. Ponieważ danej temperaturze odpowiada dana oporność (wzór podano



3. Krzywa oporności twornika silnika M w funkcji czasu stygnięcia: $R_g = f(t)$

wyżej), a więc na wykresie można rysować od razu krzywą $R_g = f(t)$, tzn. krzywą oporności w funkcji czasu (rys. 3). Następnie przedłuża się tę krzywą, niewiele różniącą się od prostej, aż do przecięcia się z osią rzędnych. Punkt przecięcia się krzywej z osią rzędnych odpowiada maksymalnej oporności $R_{g \max}$ (w chwili $t = 0$).

Pozostał nam do omówienia ostatni człon w wyrażeniu na R_{tc} — a mianowicie oporność przejścia R_p .

Oporność ta składa się z oporności styku ruchomego: szczotka — komutator oraz z oporności materiału szczotkowego. Pomiaru oporności przejścia dokonujemy przed właściwymi pomiarami na silniku turbinowym. Metoda pomiaru jest następująca. Mierzymy za pośrednictwem woltomierza spadek napięcia na szczotkach o różnych znakach (+ i -) — następnie spadek napięcia na wycinkach komutatora pod tymi szczotkami — przy przepływie prądu w uzwojeniu twornika. Wartość prądu zmieniamy w granicach od $\frac{1}{4} I_n \div 1 \frac{1}{4} I_n$, I_n — prąd znamionowy silnika M .

Oporność przejścia obliczamy z wyrażenia:

$$R_p = \frac{U_{tp} - U_t}{I_t} \text{ [}\Omega\text{]}$$

gdzie:

- U_{tp} — spadek napięcia na szczotkach [V],
- U_t — spadek napięcia na wycinkach komutatora [V],
- I_t — prąd twornika [A].

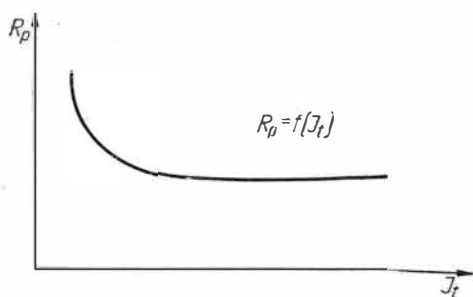
Następnie sporządzamy wykres: $R_p = f(I_t)$, pokazany na rys. 4, z którego korzystamy przy obliczaniu strat obciążeniowych (dla danego I_t określamy R_p).

A więc mając już określone wartości R_t i R_p , dla każdego ustalonych obrotów możemy określić:

$$\Delta P_{obc} = I_t^2 R_{tc} \text{ [W]}$$

$$R_{tc} = R_t + R_p = R_{g \max} + R_p$$

$$\Delta P_{obc} = I_t^2 (R_{g \max} + R_p) \text{ [W]}$$



4. Oporność przejścia w funkcji prądu twornika silnika M :
 $R_p = f(I_t)$

2. Obliczamy straty w uzwojeniu wzbudzenia:

$$\Delta P_w = U_w i_w \text{ [W]}$$

gdzie:

U_w — napięcie panujące na uzwojeniu wzbudzenia w chwili pomiaru — mierzy woltomierz (V_2),

i_w — prąd płynący w uzwojeniu w chwili pomiaru — mierzy amperomierz (A_2).

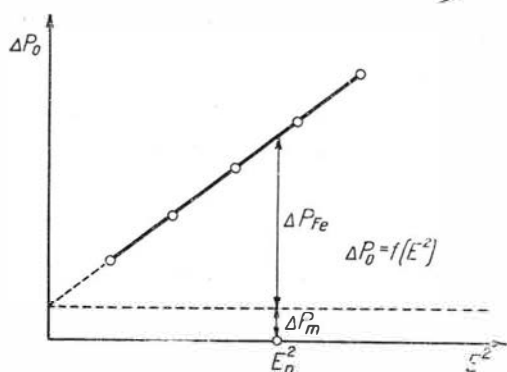
3. Obliczamy straty jałowe

Straty jałowe składają się ze strat mechanicznych ΔP_m i strat w żelazie ΔP_{Fe} .

Straty mechaniczne ΔP_m zależne są tylko od prędkości obrotowej silnika elektrycznego, natomiast straty w żelazie zależne są zarówno od prędkości obrotowej, jak również od wartości indukcji magnetycznej w żelazie maszyny. Straty te określamy sposobem biegu silnikowego, który przedstawia się następująco, przed właściwymi pomiarami na silniku turbinowym:

— silnik elektryczny uruchamiamy jako bocznikowy,

— biegnący jałowo (bez obciążenia) wartością napięcia zasilającego twornik ustawiamy żadaną wartość prędkości obrotowej. Następnie zmieniamy napięcie zasilające twornik i jednocześnie zmieniamy



5. Przebieg i rozdział strat biegu jałowego w funkcji kwadratu siły elektromotorycznej silnika M : $\Delta P_0 = f(E^2)$

tak prąd magnesujący, aby prędkość obrotowa pozostała stała przez cały czas pomiaru. Liczba wykonanych pomiarów powinna wynosić około 10.

Otrzymujemy w ten sposób straty jałowe dla różnych napięć (sił elektromotorycznych) przy stałej prędkości obrotowej. Mając zmierzone napięcie U_t i prąd I_t dla każdego pomiaru możemy określić wartość siły elektromotorycznej wzbudzonej w tworniku silnika według wzoru:

$$E = U_t - I_t R_{tc}$$

gdzie:

R_{tc} — oporność całkowita obwodu twornika zmierzona w stanie zimnym silnika.

Metodyka pomiaru R_{tc} — jak w punkcie 1 (określenie strat obciążeniowych) — z tą tylko różnicą, że R_t mierzymy w stanie zimnym ze względu na fakt, że prąd biegu jałowego jest mały i przyrosty temperatury wirnika są małe — możliwe do pominięcia.

Moc pobraną przez twornik badanej maszyny obliczamy ze wzoru:

$$P_t = U_t I_t \text{ [W]}$$

Następnie obliczamy straty obciążeniowe w obwodzie twornika przy biegu jałowym:

$$\Delta P_{obc} = I_t^2 R_{tc} \text{ [W]}$$

oraz straty biegu jałowego:

$$\Delta P_0 = P_t - \Delta P_{obc} \text{ [W]}$$

Na podstawie powyższych obliczeń wykonujemy wykres:

$$\Delta P_0 = \Delta P_{Fe} + \Delta P_m = f(E^2)$$

Pomiary przeprowadzamy od wartości napięcia rzędu $U = U_n$ do napięcia, przy którym prąd twornika osiągnie wartość rzędu 10—15% I_{zn} .

Przedłużając prostą $\Delta P_0 = f(E^2)$ do przecięcia się z osią rzędnych dokonujemy podziału ΔP_0 — na straty ΔP_m i ΔP_{Fe} . Wykonując pomiary dla szeregu wartości prędkości obrotowej w zakresie od 0— n_1 — otrzymujemy szereg wykresów $\Delta P_0 = f(E^2)$. Przy przeprowadzeniu właściwych pomiarów na silniku turbinowym — mając pomierzone U_t i I_t oraz R_{tc} w chwili pomiaru możemy określić wartość E ze wzoru $E = U_t - I_t R_{tc}$, następnie E^2 i z wykresu $\Delta P_0 = f(E^2)$ dla danego E^2 i danej prędkości obrotowej określamy ΔP_m i ΔP_{Fe} .

W ten sposób mając pomierzone lub obliczone poszczególne straty możemy obliczyć sumę strat:

$$\Sigma \Delta P = \Delta P_{obc} + \Delta P_w + \Delta P_m + \Delta P_{Fe} \text{ [W]}$$

dla każdego punktu pomiarowego, a następnie moc oddaną przez silnik:

$$P = P_t - \Sigma \Delta P \text{ [W]}$$

gdzie:

P_t — moc pobrana przez silnik M : $P_t = U_t I_t$,
i stąd sprawność silnika dla każdego punktu pomiarowego:

$$\eta = \frac{P}{P_t} \cdot 100 \text{ [%]}$$

Mając obliczoną w powyższy sposób moc oddaną można określić moment obciążenia występujący na wale silnika elektrycznego:

$$M = \frac{975 P}{n_{el}} \text{ [kGm]}$$

gdzie:

P — moc oddana przez silnik [kW],

n_{el} — prędkość obrotowa ustalona silnika elektrycznego odpowiadająca mocy P .

W stanie pracy ustalonej przy zdejmowaniu charakterystyki $M_s = f(n)$ w zakresie prędkości obrotowej 0— n_1 moment silnika M równoważy moment oporowy

układu: sprężarka + nie pracująca turbina łącznie z momentem tarcia, a więc:

$$M_s = M'$$

gdzie:

M_s — moment oporowy silnika turbinowego,
 M' — moment silnika M przeliczony na wał silnika turbinowego.

$$M' = \frac{M \eta_p}{i}$$

gdzie:

η_p — sprawność przekładni pomiędzy silnikiem M a wałem silnika turbinowego.

$$i = \frac{n}{n_{el}}$$

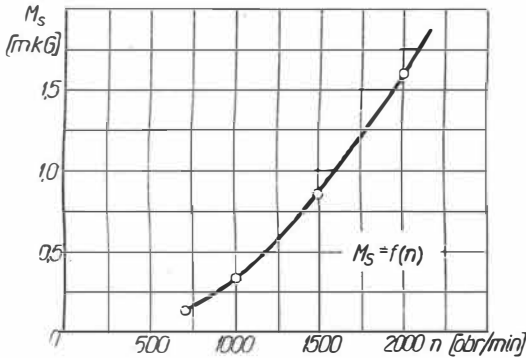
i — przełożenie przekładni między silnikiem M a wałem silnika turbinowego.

Przeprowadzając pomiary dla różnych wartości n otrzymujemy po przeliczeniu szereg wartości M_s , na podstawie których wykreślamy krzywą $M_s = f(n)$.

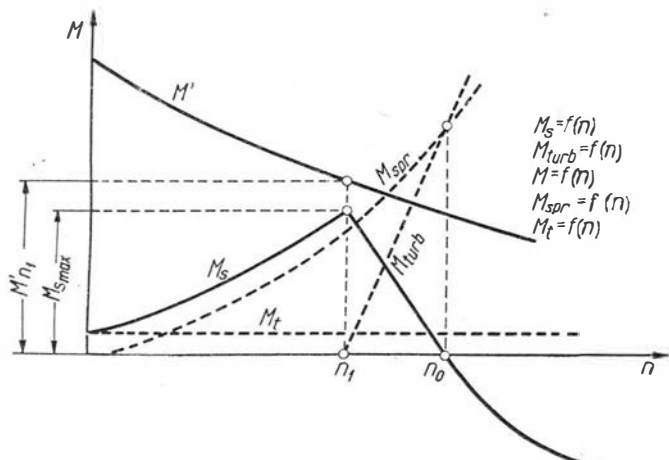
Przykładowo dla jednego ze współczesnych turbinowych silników odrzutowych podano na rys. 6 przebieg charakterystyki $M_s = f(n)$ zdjętej metodą opisaną wyżej.

Określenie mocy prądnico-rozrusznika potrzebnej do zapewnienia właściwego rozruchu

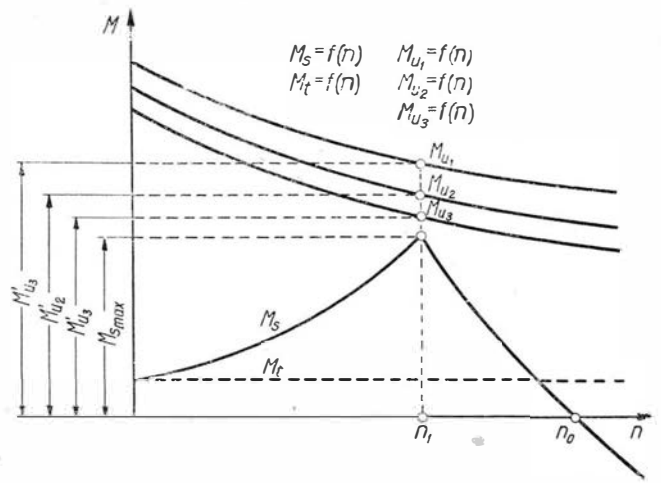
Mając zdjętą zależność $M_s = f(n)$ i znaną wartość prędkości obrotowej n_1 , można określić potrzebną moc prądnico-rozrusznika w sposób następujący:



6. Przebiegi charakterystyk $M_s = f(n)$ zdjęty metodą elektryczną



7. Przebiegi charakterystyk turbinowego silnika odrzutowego prądnico-rozrusznika: $M_s = f(n)$ — wypadkowy moment oporowy układu: sprężarka + turbina, łącznie z momentem tarcia, $M_{spr.} = f(n)$ — moment oporowy sprężarki, $M_{turb.} = f(n)$ — moment rozwijany przez pracującą turbinę, $M_t = f(n)$ — moment tarcia silnika, $M = f(n)$ — moment rozwijany przez prądnico-rozrusznik



8. Przebiegi charakterystyk turbinowego silnika odrzutowego i charakterystyk prądnico-rozrusznika dla różnych napięć zasilających:

$M_s = f(n)$ — wypadkowy moment oporowy układu sprężarka + turbina łącznie z momentem tarcia,
 $M_t = f(n)$ — moment tarcia turbinowego silnika odrzutowego,
 $M_{v1} = f(n)$ — moment rozwijany przez prądnico-rozrusznik przy napięciach zasilających V_1 ,
 $M_{v2} = f(n)$ —
 $M_{v3} = f(n)$ — V_2, V_3

a) z wykresu $M_s = f(n)$ odczytujemy dla prędkości obrotowej wartość momentu oporowego silnika $M_{s \max}$ (rys. 7);

b) dla zapewnienia właściwego rozruchu stosunek momentu prądnico-rozrusznika M'_{n1} (przeliczonego na wał silnika turbinowego i odpowiadającego prędkości obrotowej n_1) — do momentu $M_{s \max}$ — powinien wynieść:

$$\frac{M'_{n1}}{M_{s \max}} = (1,5 \div 2)$$

a stąd moment prądnico-rozrusznika $M'_{n1} = (1,5 \div 2) M_{s \max}$,

c) moc prądnico-rozrusznika przy prędkości obrotowej n_1 — określamy ze wzoru:

$$P_{n1} = 1,027 M'_{n1} n_1$$

a uwzględniając sprawność przekładni — η_p , moc prądnico-rozrusznika (na jego wale) wyniesie:

$$P = \frac{P_{n1}}{\eta_p}$$

W przypadku, gdy dysponujemy prądnico-rozrusznikiem i chcemy sprawdzić, czy będzie on odpowiedni dla zapewnienia właściwego rozruchu postępujemy w sposób następujący:

a) na wspólnym wykresie — z określoną wcześniej charakterystyką $M_s = f(n)$ — nanosimy charakterystyki mechaniczne posiadanego prądnico-rozrusznika — przeliczone na wał silnika turbinowego. Charakterystyki mechaniczne zdejmujemy — np. za pomocą hamownicy elektrodynamicznej dla różnych napięć zasilających przy prądzie wzbudzenia $i_{wzb} = \text{const}$ (rys. 8);

b) dla prędkości obrotowej n_1 — sprawdzamy warunek, czy $M_{n1} \geq (1,5 \div 2,0) M_{s \max}$ wybierając charakterystykę M' — dla napięcia, które w przybliżeniu będzie odpowiadało wartości eksploatacyjnej (uwzględnienie spadków napięć, mocy źródła zasilającego, warunków eksploatacyjnych);

c) jeżeli warunek $M'_{n_1} \geq (1,5 \div 2,0) M_{s \max}$ jest spełniony — prądnico-rozrusznik jest odpowiedni dla zapewnienia prawidłowego rozruchu.

Określenie czasu rozruchu

Czas rozruchu jest bardzo ważnym parametrem silnika turbinowego; jest on określony odcinkiem czasu zawartym od $t_1 = 0$ do t_2 — odpowiadającemu prędkości obrotowej n_2 (moment odłączenia prądnico-rozrusznika). Przekroczenie optymalnego czasu rozruchu prowadzi do nadmiernego wzrostu temperatury gazów wylotowych turbinowego silnika odrzutowego.

Wychodząc z zależności na moment dynamiczny:

$$M_d = M' - M_s = I \frac{\pi}{30} \cdot \frac{dn}{dt}$$

gdzie:

M' — moment rozwijany przez prądnico-rozrusznik,

M_s — oporowy moment wypadkowy układu: sprężarka + turbina,

I — moment bezwładności mas wirujących zredukowany do wału silnika lotniczego.

Otrzymujemy wyrażenie ogólne na czas trwania rozruchu:

$$t_r = \frac{\pi}{30} J \int_0^n \frac{dn}{M_d}$$

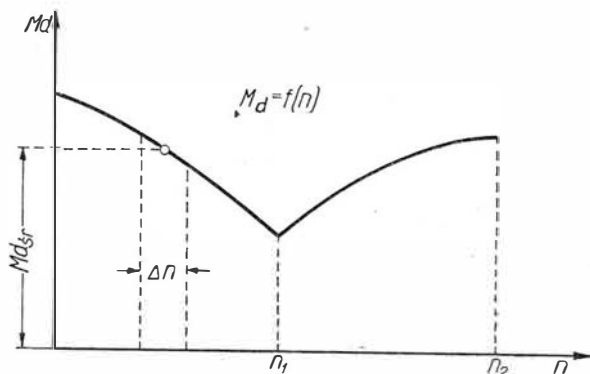
Wyznaczenie czasu rozruchu z tego równania jest trudne do osiągnięcia ze względu na fakt, że M_d zmienia się w trakcie rozruchu.

Dogodniej jest korzystać z następującej postaci tego wzoru:

$$t_r = \frac{\pi}{30} J \sum_1^k \frac{\Delta n}{M_{d \text{ sr}}}$$

Tok postępowania dla określenia t_r jest następujący:

a) na podstawie posiadanych wykresów $M_s = f(n)$, $M_t = f(n)$ — patrz TL, zeszyt 3 z 1965 r. i $M' = f(n)$ wykreślamy przebieg momentu dynamicznego $M_d = f(n)$ — rys. 9;



9. Przebieg momentu dynamicznego układu prądnico-rozrusznik + turbinowy silnik odrzutowy: $M_d = f(n)$

b) otrzymany przebieg $M_d = f(n)$ dzielimy na dostatecznie dużą liczbę odcinków K w zakresie prędkości od $n = 0$ do $n = n_2$, a następnie na każdym odcinku Δn wyznaczamy średnią wartość momentu dynamicznego.

Czas rozruchu dla współczesnych turbinowych silników odrzutowych zawiera się w granicach 30–40 sek.

Uwagi ogólne dotyczące konstrukcji prądnico-rozruszników

Prądnico-rozruszniki wykonywane są jako maszyny bocznikowe i względnie jako maszyny szeregowo-bocznikowe.

Prądnico-rozruszniki szeregowo-bocznikowe pracują w trakcie rozruchu jako szeregowo-bocznikowe (I etap rozruchu szeregowo-bocznikowy, II etap rozruchu — szeregowy), w pracy prądnicowej pracują jako maszyny bocznikowe.

Na rys. 10 podano przykładowo konstrukcję prądnico-rozrusznika typu GSR-ST6000A produkcji radzieckiej, a na rysunku 11 schemat elektryczny połączeń tego prądnico-rozrusznika. Parametry elektryczne prądnico-rozrusznika GSR-ST6000A są podane w tablicy.

Praca silnikowa	Uzwojenie szeregowo-bocznikowe	Uzwojenie szeregowe
Nominalne napięcie zasilające	21 V	21 V
Moment znamionowy	1,8 kGm	1,1 kGm
Prędkość obrotowa przy obciążeniu momentem znamionowym (nie mniej od)	1400 obr/min	2400 obr/min
Prąd pobierany (nie większy od)	270 A	230 A
Rodzaj pracy	5 cykli 40-sekundowych. Po każdym cyklu przerwa 2 minuty	
Praca prądnicowa		
Napięcie znamionowe	28,5 V	
Prąd znamionowy	200 A	
Moc (przy 30 V)	6000 W	
Prędkość obrotowa	4000–9000 obr/min	
Rodzaj pracy	ciągła	

Często jako prądnico-rozruszniki stosowane są lotnicze prądnice prądu stałego.

Niżej podamy zależności między mocą maszyny w pracy prądnicowej i pracy silnikowej:

$$\frac{P_r}{P_p} = \frac{n_r}{n_p} \cdot i_p \cdot K$$

gdzie:

P_p — moc prądnicy przy prędkości obrotowej początkowej n_p ,

P_r — moc rozrusznika przy prędkości $n_r = n_1$,

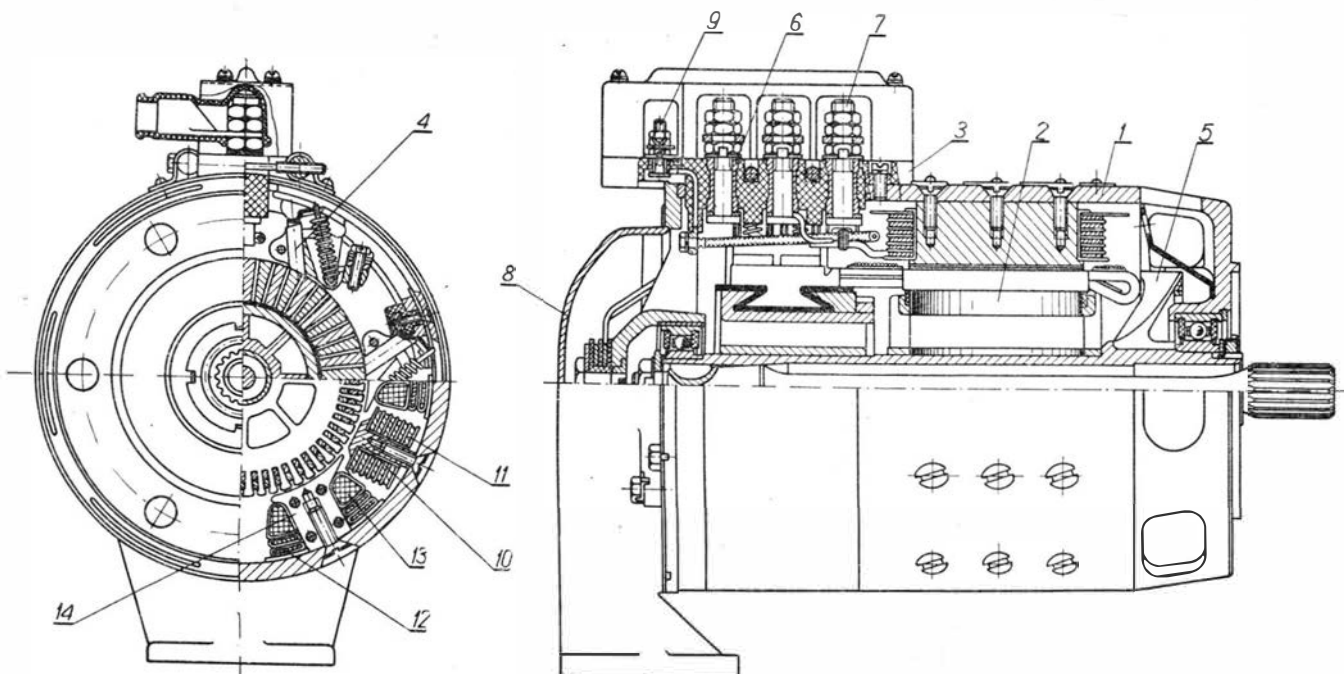
n_p — początkowa prędkość obrotowa prądnicy,

n_r — prędkość obrotowa prądnicy pracującej jako rozrusznik, odpowiadająca prędkości obrotowej n_1 (wejście turbiny do pracy),

i_p — przełożenie między silnikiem lotniczym a prądnicą,

$$i_p = \frac{n_{p \max}}{n_{\max}}$$

K — współczynnik przeciążenia prądowego prądnicy przy pracy jako silnik elektryczny (ze



10. Konstrukcja prądnico-rozrusznika typu GSR-ST 6000A:

1 — korpus, 2 — twornik, 3 — tabliczka zaciskowa, 4 — szczotka, 5 — wentylator, 6 — komutator, 7 — zacisk, 8 — kołpak wlotu powietrza, 9 — zacisk, 10 — biegun komutacyjny, 11 — uzwojenie komutacyjne, 12 — uzwojenie wzbudzenia bocznikowego, 14 — biegun główny

względem na krótki okres rozruchu dopuszcza się większe obciążenie prądowe prądnicy przy pracy silnikowej).

Przykładowo przyjmując:

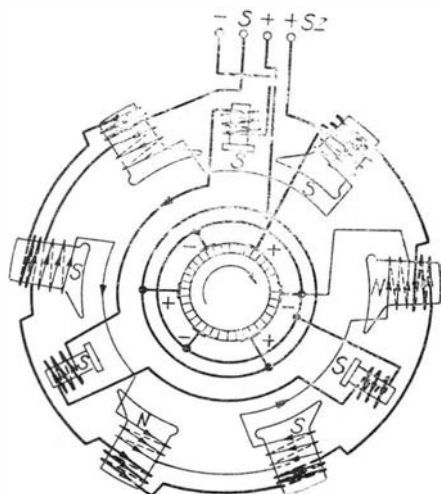
$$n_p = 3800 \text{ obr/min,}$$

$$n_1 = n_r = 700 \div 800 \text{ obr/min,}$$

$$k_p = 1,5,$$

otrzymamy zależność:

$$\frac{P_r}{P_p} = 0,3 i_p$$



11. Schemat połączeń elektrycznych prądnico-rozrusznika GSR-ST 6000A

Ze wzoru podanego wyżej wynika, że dla podwyższenia mocy prądnicy pracującej jako rozrusznik konieczne jest podwyższenie położenia $\left(i_p = \frac{n_p \max}{n_{ps}} > 1 \right)$,

jednak drugi przeciwstawny warunek mówi o tym, że przełożenie w pracy prądnicowej powinno być mniejsze od jedności $i_p < 1$ (ograniczenie ze względu na parametry konstrukcyjne prądnic lotniczych). Te dwa przeciwstawne warunki prowadzą do konieczności:

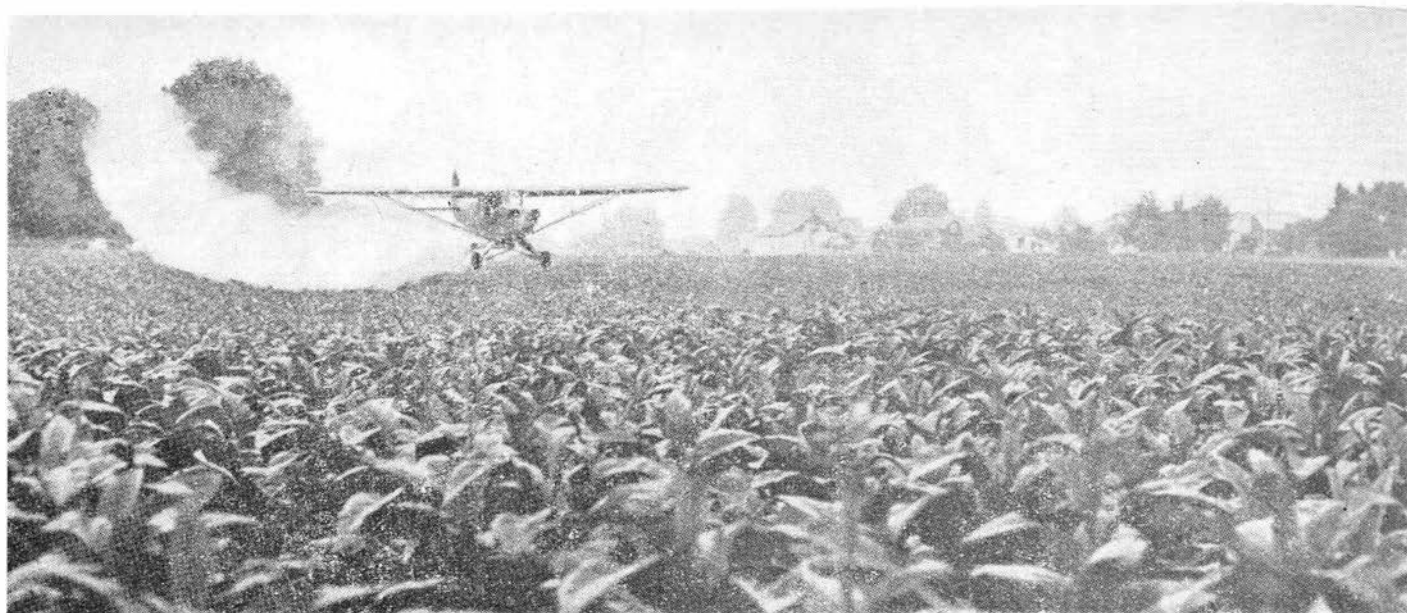
a) stosowania zmiennych podwójnych przekładni (przekładni dla pracy silnikowej $i_r > 1$ dla pracy prądnicowej $i_p < 1$,

b) stosowania prądnic o dużej mocy (celowe dla samolotów o dużym poborze energii elektrycznej).

Na przykład przy przełożeniu $i_p = 1$ prądnice o mocy rzędu 9÷24 kW wykorzystane w charakterze rozruszników będą oddawały przy pracy silnikowej moc rzędu 3÷8 kW.

Literatura

1. Biertinow A. I.: „Авиационные электрические генераторы”, Оборонгиз, Москва 1959 r.
2. Andrejew B. P., Sabinin A.: „Основы электропривода”, Gosenergoizdat, Москва 1956 r.
3. Latek W.: „Badanie maszyn elektrycznych T1”, Warszawa, PWN 1957 r.
4. Kulebakin W., Nagorski W.: „Napędy elektryczne lotniczych urządzeń pokładowych”.
5. Komisar: „Авиационные электрические машины”.



1. Fotografia dobrze charakteryzuje warunki, w jakich odbywają się loty operacyjne samolotów rolniczych

Inż. FELIKS BORODZIK

629.138—473

Niektóre zagadnienia lotnictwa rolniczego mające wpływ na własności rolniczych aparatów latających

Fakt ciągłego rozwoju lotnictwa rolniczego wynika z trzech podstawowych przyczyn natury ekonomicznej:

1) zabiegi chemiczne przeprowadzane z powietrza są wyraźnie skuteczniejsze niż przy użyciu maszyn naziemnych,

2) koszt obróbki 1 hektara, z samolotu, już nawet przy obecnym poziomie sprzętu, jest niższy niż przy zastosowaniu urządzenia naziemnego,

3) samolot wydajnością przewyższa kilkudziesięciokrotnie wszelkie, nawet najbardziej sprawne urządzenia naziemne.

Przyczyny te są więc łatwo wyliczalnymi efektami ekonomicznymi. Wielkość zaś tych efektów zależy przede wszystkim od organizacji prac rolniczo-lotniczych oraz od jakości sprzętu. Przy czym pojęcie jakości obejmuje nie tylko jakość w sensie niezawodności, ale również w sensie spełnienia wymagań agrotechnicznych przez pokładową aparaturę rolniczą oraz ekonomiczne przystosowanie się samolotu (latającego aparatu) do organizacyjnych i technicznych wymogów wykonawstwa prac rolniczo-lotniczych.

Ciągle jeszcze większość z samolotów rolniczych to adaptacja do tego celów samolotów wielocelowych lub sportowych (turystycznych). Jeśli więc chodzi o rozwój lotnictwa rolniczego pod względem konstrukcyjnym, są to dopiero początki.

Zapotrzebowanie na usługi agrolotnicze natomiast ciągle wzrasta. Publikowane przez ONZ (FAO) liczby dotyczące sytuacji żywnościowej świata świadczą o pogłębiającym się stale w tej dziedzinie kryzysie.

Oblicza się, że trzeba byłoby stosować rocznie około 30 milionów ton nawozów sztucznych (obecnie łączna produkcja krajów kapitalistycznych wraz ze Stanami Zjednoczonymi wynosi około 25 milionów ton). Te olbrzymie ilości środków chemicznych mogą

być rozprowadzane tylko przy użyciu wysokowydajnych maszyn rolniczych. Rolę tych maszyn powinno spełnić lotnictwo rolnicze, tym bardziej, że samolot czy śmigłowiec daje większą efektywność stosowania tych samych środków chemicznych.

Międzynarodowe Centrum Lotnictwa Rolniczego w Hadze podaje, że obecnie światowa flota lotnictwa rolniczego liczy około 16 000 samolotów i kilkaset śmigłowców. Obszar obrabiany przez nie wynosi ponad 80 milionów hektarów.

Należy się spodziewać, że w najbliższych latach zarówno obszar obrabiany przez lotnictwo, jak i liczba eksploatowanych samolotów rolniczych będzie szybko wzrastać. Będzie to następowało tym szybciej, im lepiej lotnictwo przystosuje się do potrzeb rolnictwa.

Profil lotu operacyjnego — określenie jednostkowego czasu cyklu operacyjnego

Technika wykonywania lotu operacyjnego zależy przede wszystkim od następujących czynników:

1) warunki terenowe (położenie obrabianego pola względem lądowiska roboczego, wielkość i kształt obrabianych pól, rodzaje i ilość przeszkód terenowych i tym podobne);

2) rodzaje wykonywanego zabiegu (środki chemiczne, rodzaj zwalczanego szkodnika lub choroby, rodzaj obrabianej uprawy);

3) rodzaje eksploatowanego sprzętu (samolot, śmigłowiec, mały, średni i duży);

4) sprawność organizacyjna prowadzenia prac (organizacja prac załadowczych, obsługi sprzętu, zaopatrzenia w paliwo i smary i tym podobne).

Te cztery podstawowe czynniki bynajmniej nie wyczerpują listy wszystkich parametrów wpływających, często nawet w sposób wyraźny — na zmianę techniki lotu operacyjnego. Tym niemniej w początkowych rozważaniach można je pominąć i rozpatrywać schemat lotu operacyjnego w odizolowaniu od tych parametrów, które zmieniają się w sposób dość przypadkowy.

Schemat operacyjnego lotu Ag pokazano na rys. 5. Obejmuje on trzy grupy zagadnień: 1) zagadnienia związane z czynnościami odbywającymi się na lądowisku roboczym, 2) zagadnienie lotów roboczych i nawrotów, 3) zagadnienie dolotów.

Ponieważ wydajność samolotu rolniczego zależy od czasu potrzebnego na wykonanie określonego zabiegu agrotechnicznego na określonym obszarze, schemat lotu operacyjnego należy rozpatrywać jako sumę funkcji czasów zużytych na wykonanie poszczególnych faz cyklu operacyjnego.

Całkowity czas potrzebny do wykonania cyklu operacyjnego będzie wynosił:

$$T = T'_z + T'_d + T'_r + T'_n$$

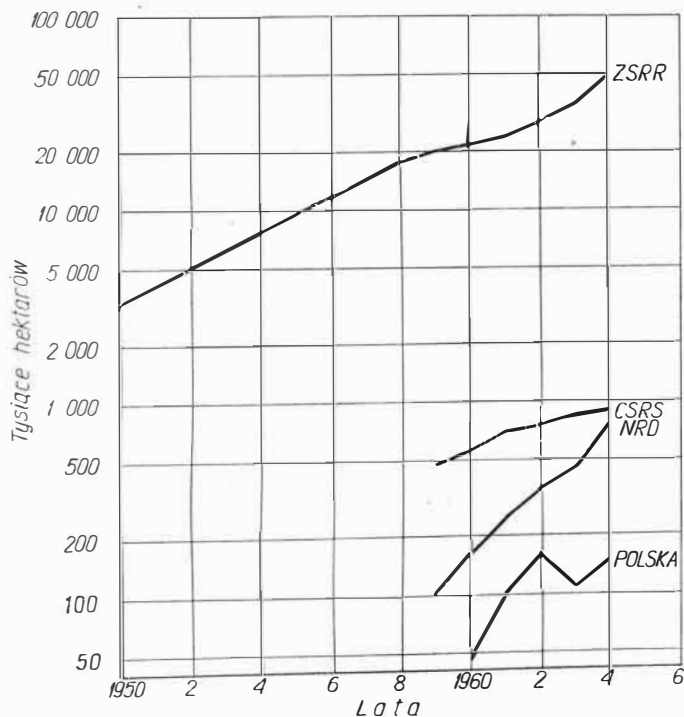
gdzie:

- T'_z — czas przygotowania naziemnego,
- T'_d — czas dolotów,
- T'_r — czas lotu roboczego,
- T'_n — czas nawrotów.

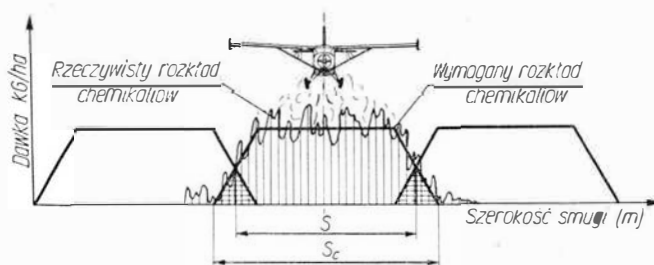
Ze względu na to, że czas potrzebny do wykonania cyklu operacyjnego zależy jest również od warunków terenowych (przede wszystkim od wielkości i kształtów obrabianego pola) słuszniejsze jest rozpatrywanie jednostkowego czasu, potrzebnego do obróbki jednego hektara.

Czas jednostkowy wyrażony w sek/ha będzie wynosił:

$$t = t_z + t_d + t_r + t_n$$



2. Wzrost powierzchni obsługiwanej przez lotnictwo rolnicze w Polsce i krajach sąsiadujących



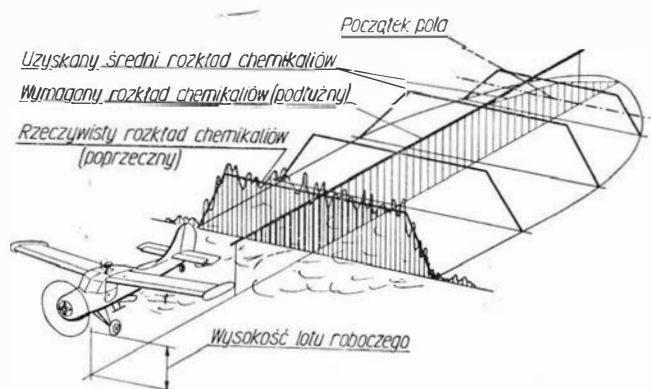
3. Poprzeczny przekrój smugi:

s — robocza szerokość smugi, s_c — całkowita szerokość smugi

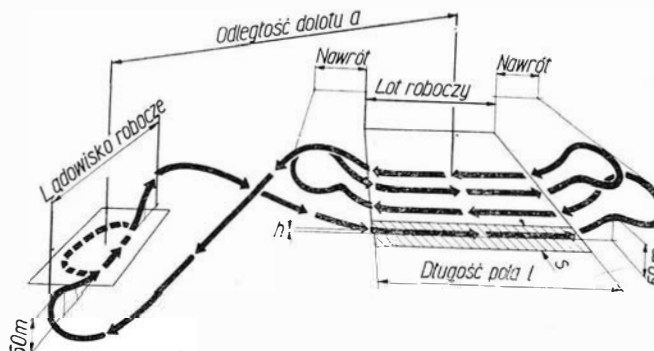
Poszczególne składniki powyższej sumy można przedstawić następująco:

- jednostkowy czas przygotowania naziemnego (t_z) będzie zawierał czas potrzebny na całą operację naziemną (T_z) składającą się z lądowania, kołowania, napełniania zbiornika chemikaliami oraz startu. Czas ten może być dodatkowo powiększony o przypadającą na każde lądowanie część czasu potrzebnego na zatankowanie paliwa. Można również założyć, że tankowanie odbywa się jednocześnie z lądowaniem chemikalii, nie zwiększając czasu trwania lądowania.

Ponieważ czas operacji naziemnej będzie się powtarzał w stosunku wprost proporcjonalnym do stosowanej w rozpatrywanym przypadku dawki środków chemicznych (d) i odwrotnie proporcjonalnym do la-



4. Podłużny przekrój smugi



5. Schemat operacyjnego lotu Ag:

s — robocza szerokość smugi, h — wysokość lotu roboczego

dunku środków chemicznych (Q_d), czas jednostkowy przygotowania naziemnego będzie wynosił:

$$t_z = \frac{d}{Q_{ch}} T_z$$

jednostkowy czas dolotu będzie wprost proporcjonalny do średniej odległości obrabianego pola od lądowiska roboczego (a) i dawki środków chemicznych (d) oraz odwrotnie proporcjonalny do prędkości przelotowej samolotu (śmigłowca) V_p oraz ładunku środków chemicznych.

Dla uproszczenia można założyć, że długości toru lotu samolotu (śmigłowca) od lądowiska do pola równa się długości toru lotu samolotu od pola do lądowiska, a ta z kolei równa się średniej odległości pola od lądowiska. Ponieważ odległość tę samolot (śmigłowiec) przebywa dwukrotnie (lejąc tam i z powrotem), jednostkowy czas dolotu wyniesie:

$$t_d = 2 \cdot \frac{a \cdot d}{V_p \cdot Q_{ch}}$$

Jednostkowy czas lotu roboczego jest odwrotnie proporcjonalny do prędkości roboczej (V_r) i do roboczej szerokości smugi (s) rozpylanych (rozpryskiwanych) chemikaliów:

$$t_r = \frac{1}{V_r \cdot s}$$

Jednostkowy czas nawrotu zawiera czas potrzebny do wykonania nawrotu (T_N) składający się z czasu nabrania wysokości bezpiecznego zakrętu, czasu wykonania zakrętu o 180° i czasu zejścia z wysokości bezpiecznego wykonywania zakrętu do wysokości lotu roboczego. Jednostkowy czas nawrotu jest ponadto odwrotnie proporcjonalny do roboczej szerokości smugi (s) i średniej długości obrabianego pola (l):

$$t_n = \frac{T_N}{s \cdot l}$$

Po zestawieniu powyższych składników i uporządkowaniu jednostek (prędkości w m/sek) wielkości liniowe w m, ciężar w kG, wydatek w kG/m², powstanie zależność określająca jednostkowy czas cyklu operacyjnego zwany nieraz czasem właściwym pracy samolotu [2]:

$$t = 10^4 \left[\frac{d}{Q_{ch}} T_z + 2 \frac{a \cdot d}{V_p \cdot Q_{ch}} + \frac{1}{V_r \cdot s} + \frac{T_N}{s \cdot l} \right]$$

Zależność powyższa po raz pierwszy została zestawiona przez prof. Baltina (NRD) z tą różnicą, że uwzględniała dodatkowy składnik wynikający z czasu potrzebnego na przelot od jednego do drugiego pola w przypadku obrabiania w jednym locie kilku pól.

Ponieważ jednak stosowanie metody obrabiania kilku pól w jednym locie zależy od wielu czynników, w rozważaniach niniejszych składnik ten pominięto.

Ekonomia stosowania lotnictwa w rolnictwie zależy przede wszystkim od dwóch podstawowych czynników: od kosztu godziny lotu i od wydajności samolotu (śmigłowca). Wprawdzie wydajność samolotu jest bez porównania wyższa od wydajności nawet najsprawniejszych urządzeń naziemnych, jednak ze względu na stosunkowo wysoki koszt godziny lotu celowe jest zwrócenie uwagi na to zagadnienie.

Praktyczną wydajność samolotu (śmigłowca) rolniczego można przedstawić w formie poniższej zależności:

$$W_p = \frac{3600}{t} \text{ [ha/godz]}$$

gdzie: t — jednostkowy czas cyklu operacyjnego.

Można więc powiedzieć, że wydajność samolotu rolniczego zależy bezpośrednio od czasu jednostkowego potrzebnego do wykonania cyklu roboczego, przypadającego na jeden hektar. Im czas ten będzie krótszy, tym wydajność samolotu będzie większa. Spośród parametrów wpływających na czas trwania cyklu roboczego można wyodrębnić trzy ich grupy. Do pierwszej grupy należy zaliczyć parametry konstrukcyjne odgrywające o tyle poważną rolę, że ich wpływ obserwuje się we wszystkich składnikach sumy czasów jednostkowych. Od parametrów tych zależą:

Q_{ch} — udźwig środków chemicznych,

T_z — czas potrzebny do operacji naziemnej (start, lądowanie, kołowanie, możliwości szybkiego tankowania i załadowania, wyłączanie i uruchamianie silnika lub możliwość dokonywania operacji naziemnych przy pracującym silniku itp.),

V_p — prędkość przelotowa samolotu (śmigłowca) z pełnym ładunkiem i pustego (powrót z nad pola na lądowisko),

V_r — prędkość robocza samolotu (śmigłowca),

T_w — czas potrzebny do wykonania nawrotu.

Od własności konstrukcyjnych samych urządzeń rolniczych zależą:

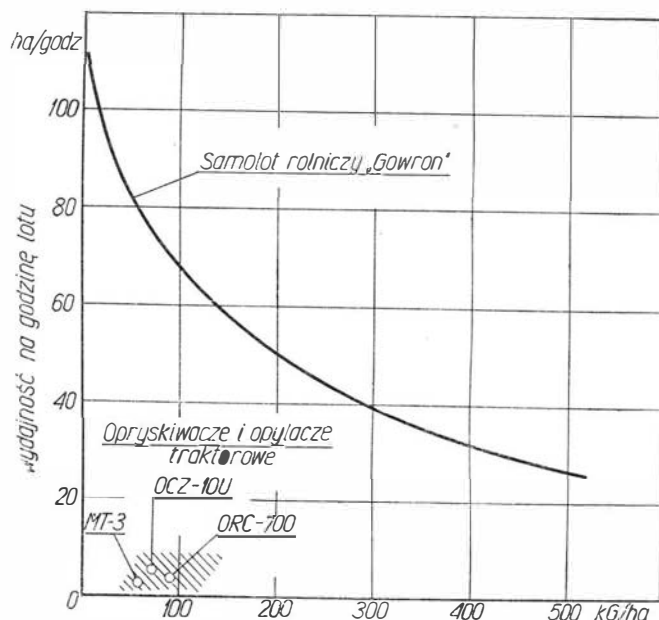
d — dawka w kG lub litrach na hektar zależna od wydatku środków chemicznych (kG lub litrów na sekundę),

s — robocza szerokość smugi rozprzestrzenianych środków chemicznych.

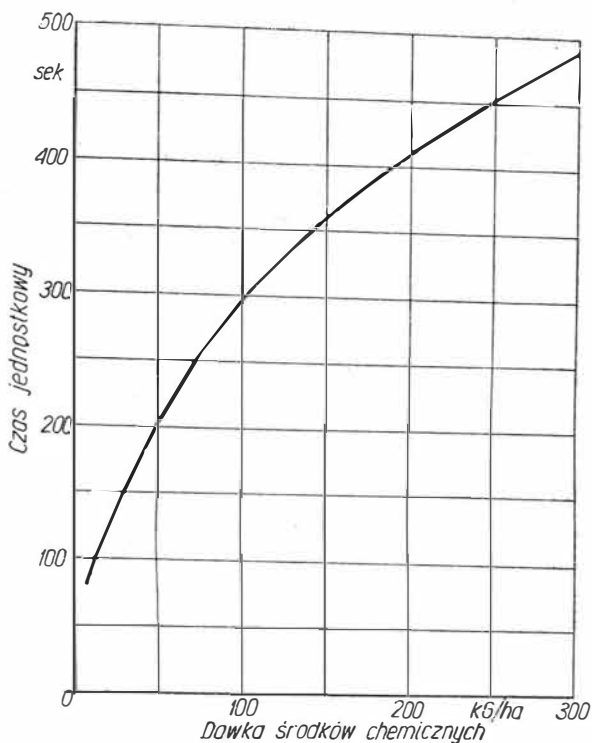
Do drugiej grupy parametrów można zaliczyć te, które należy traktować jako wymagania stawiane samolotom i śmigłowcom rolniczym. Będą to:

d — dawka środków chemicznych w kG lub litrach na hektar wymagana dla danego zabiegu agrotechnicznego,

l — średnia długość obrabianego pola związana ze średnią wielkością pól poddawanych zabiegom agrotechnicznym z powietrza,



6. Porównanie wydajności samolotu i opryskiwaczy traktorowych



7. Zmiana jednostkowego czasu trwania cyklu roboczego w zależności od wielkości dawki środków chemicznych na hektar (samolot PZL-101 „Gawron”, pole $F = 5$ ha)

a — odległość lądowiska roboczego od obrabianego pola, która może być uwarunkowana właściwościami terenu, w którym prowadzone są prace agrolotnicze.

Trzecia grupa to parametry związane z organizacją pracy:

T_z — czas operacji naziemnych, a przede wszystkim czas załadowywania środków chemicznych,

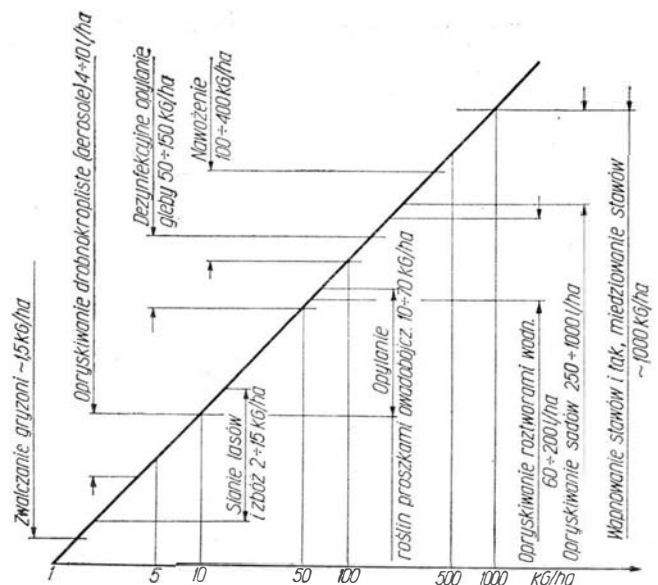
a — odległość od lądowiska do obrabianego pola, która szczególnie przy większych dawkach powinna być możliwie jak najmniejsza.

Zwrócić należy uwagę na fakt, że niektóre z parametrów występują w dwóch grupach. Wynika to ze złożoności niektórych parametrów (np. T_z) lub ich współzależności od różnych grup czynników (np. a).

Rozpatrując zagadnienie wpływu poszczególnych parametrów na własności samolotów (śmigłowców) rolniczych, w niniejszych rozważaniach ograniczono się tylko do tych czynników, które nie zmieniają w zasadzie swych własności pod wpływem takiego czy innego rozwiązania konstrukcyjnego. Będą to przede wszystkim parametry zaliczane do grupy drugiej.

Jednym z tych parametrów mającym duży wpływ na czas jednostkowy jest dawka środków chemicznych. Z wykresu na rys. 7 widać wyraźnie, że wraz ze zmniejszaniem dawki bardzo szybko maleje czas potrzebny do obróbki jednego hektara. Z ekonomiczno-technicznego punktu widzenia jest to jedna z prostszych dróg obniżenia kosztów zabiegu agrolotniczego, gdyż stosowane obecnie środki chemiczne mają jedynie od 1 do 20% substancji czynnej w stosunku do masy rozpylanej lub rozpryskiwanej. Teoretycznie do zniszczenia przeciętnie występujących szkodników wystarczyłoby około 200 G środków owadobójczych na hektar. Tymczasem stosuje się dawki nawet do 200 kG na hektar, czyli 1000 razy więcej.

Zwiększanie więc stężenia środków chemicznych i tą drogą zmniejszanie dawki na hektar, a w konsekwencji i zwiększanie wydajności samolotów (śmi-



8. Dawki środków chemicznych stosowanych obecnie w pracach agrolotniczych

głowców) rolniczych jest na pewno jakimś kierunkiem perspektywnym. Jakie będą jednak ostateczne wyniki prac z tym związanych, trudno jest przewidzieć. Na razie są prowadzone próby stosowania na przykład nawozów sztucznych o stężeniu do 40%. Wiadomo jednak, że jeśli chodzi o stosowanie środków owadobójczych, to występują tu pewne przeciwwskazania; stwierdzono na przykład iż szereg szkodników szybciej uodparnia się na działanie bardziej stężonych środków. Natomiast owady, które niszczą zwalczane szkodniki i są więc naturalnym sprzymierzeńcem człowieka, bardziej giną od środków o większym stężeniu.

W każdym przypadku można stwierdzić, że bardziej stężone środki chemiczne będą wymagały bardziej precyzyjnego działania aparatury rolniczej zarówno pod względem równomierności, jak i dawkowania.

Przedstawiony na rys. 7 wykres $t = U/d$ wymaga dodatkowych wyjaśnień. Mianowicie obliczenia podanych tu wielkości zostały wykonane przy następujących założeniach.

Dawka środka chemicznego zależna jest między innymi od wydatku środków chemicznych i całkowitej szerokości smugi. Z rys. 8 widać, że różne dawki wymagane są przy różnych rodzajach zabiegów agrotechnicznych, a zatem muszą być realizowane za pomocą różnych pokładowych urządzeń rolniczych. Przy różnych więc urządzeniach i różnych środkach praktycznie otrzymuje się różne szerokości smugi dla różnych dawek. Ponieważ z kolei czas jednostkowy jest zależny również od roboczej szerokości smugi, wprowadzono do obliczeń zastępczą szerokość smugi jednakową dla całego zakresu rozpatrywanych dawek. Zastępcza szerokość smugi została obliczona proporcjonalnie do praktycznych szerokości smugi uzyskiwanych przy pracach z zastosowaniem różnych urządzeń i proporcjonalnie do ilości wykonywanych prac z odpowiednią aparaturą. Przeliczenia oparte o dane z eksploatacji samolotu PZL-101 „Gawron” podano w tabelicy 1.

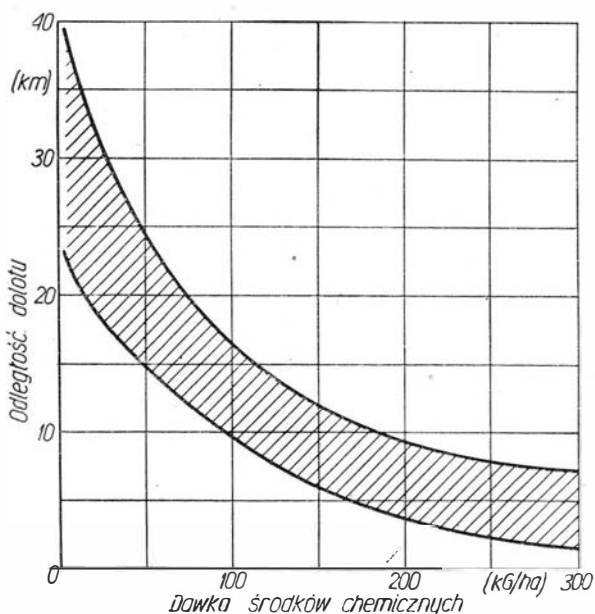
Dzięki wprowadzeniu pojęcia zastępczej szerokości smugi wszystkie funkcje związane z czasem jednostkowym mają charakter ciągły w całym zakresie używanych dawek (od 1,5 do 400, a nawet 1000 kG/ha).

Tabela 1. Przeliczenie zastępczej szerokości smugi środków chemicznych samolotu PZL-101A „Gawron”

Rodzaj zabiegu	Robocza szer. smugi (m)	Procent danego zabiegu w stosunku do wszystkich prac agrolotniczych	Składowik szerokości zastępczej (m)
Opryskiwanie drobnokropliste	45	20	9,0
Opylanie	100	20	20,0
Opryskiwanie roztworami wodnymi	25	20	5,0
Nawożenie sztucznymi nawozami stałymi (pyliste, granulaty)	12	40	4,8
Razem		100	38,8
Zastępcza szerokość smugi śr. chemicznych $S_z = 38,8, 39$ m.			

Następnym założeniem zbliżającym obliczenie teoretyczne do praktycznie osiągniętych wyników jest przyjęcie zmiennej odległości pola od lądowiska roboczego. Zmienność ta uzależniona jest od wielkości stosowanej dawki (rys. 9). W zasadzie można byłoby ogólnie powiedzieć, że odległość dolotu powinna być jak najmniejsza. Jednak ze względu na warunki terenowe nie zawsze istnieje możliwość zorganizowania lądowiska roboczego w bezpośredniej bliskości obrabianego pola. O ile jednak większe odległości dolotu mogą wchodzić w grę przy małych dawkach środków chemicznych, o tyle w miarę wzrostu dawki długie doloły są niedopuszczalne i jeśli wychodzą poza górną granicę podaną na wykresie (rys. 9), to świadczą o nieudolności organizacyjnej. Aby więc ułatwić przedsiębiorstwu agrolotniczemu wybranie odpowiednich lądowisk możliwie blisko obrabianego pola, wymaga się, aby samoloty rolnicze miały stosunkowo bardzo krótki start i lądowanie.

W praktyce najczęściej lądowiska robocze organizuje się na polach, z których uprawy już zostały zebrane (specjalnie w tym celu nie zaorany kawałek rżyska), lub z góry zakłada się zniszczenie upraw na pewnym odcinku (pola koniczyny lub seradeli, na przykład na Węgrzech).



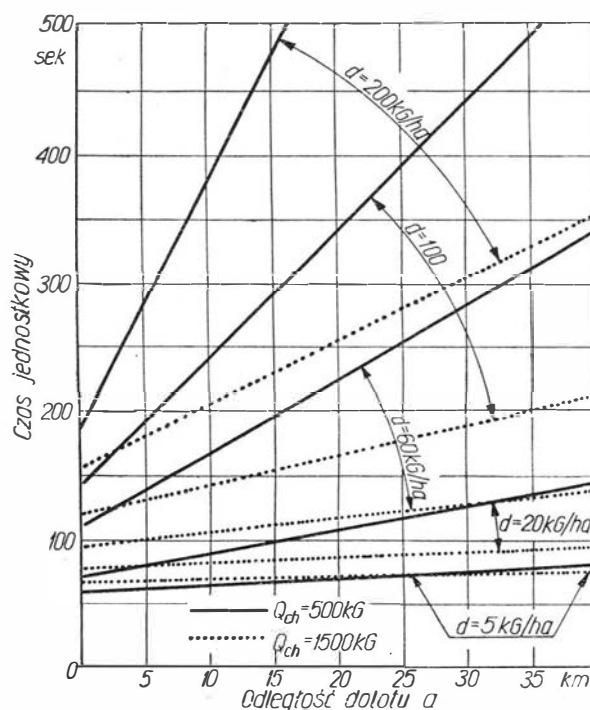
9. Pożądana zmiana odległości obrabianego pola od lądowiska roboczego w zależności od wielkości dawki środków chemicznych (samolot PZL-101 „Gawron”)

Lądowisko można też zorganizować na ugorach i pastwiskach. Sytuacja jest trudniejsza, jeśli w pobliżu pola jest na przykład teren kamienisty (okolice podgórskie i górskie) lub podmokły (szczególnie w okresie wiosennych roztopów). Można wtedy wykorzystywać odcinki bitych dróg (jak na przykład w Finlandii) lub przygotowywać specjalne lądowiska z utwardzaną nawierzchnią. W przypadku konieczności przygotowywania specjalnych lądowisk odległości dolotu należy traktować już nie tylko jako parametr zależny od organizacji prac, ale przede wszystkim — jako wymaganie.

Warto tu wspomnieć o przeprowadzonych ostatnio eksperymentach zmierzających do wyeliminowania naziemnego transportu chemikaliów i operowanie samolotami z lądowiska roboczego odległego od obrabianych pól o ponad 100 km. Analizy tych eksperymentów wykazały, że aby tak prowadzone prace utrzymywały się na obecnym poziomie wskaźników ekonomicznych, stosowane samoloty powinny mieć udźwig środków chemicznych (Q_{ch}) rzędu 15 ton. (Udźwig chemikaliów dla PZL-101 „Gawron” wynosi 0,5 ton, udźwig dla An-2 — 1,2 tony).

Z wykresów (rys. 10) widać, że w miarę wzrostu dawki środków chemicznych zmiana czasu jednostkowego w funkcji odległości dolotu przebiega coraz bardziej stromo. Stromość tę łagodzi wzrost udźwigu środków chemicznych. Stąd wniosek, że dla dużych samolotów rolniczych mniej istotna jest odległość dolotu niż dla samolotów mniejszych. Potwierdzają to doświadczenia węgierskie, gdzie przyjęto jako regułę, że odległość dolotu przy nawożeniu ($d = 150$ — 250 kg/ha) nie może przekraczać 5 km. (Na Węgrzech pracują wyłącznie samoloty PZL-101 „Gawron”).

Następnym parametrem z grupy „narzucających” wymagania stawiane samolotom i śmigłowcom rolniczym jest średnia długość obrabianego pola. Wielkość ta jest zmienna i zależy od bardzo wielu czynników terenowych, fitologicznych, agrotechnicznych, poziomu kultury agrotechnicznej i innych. Zebrana na ten te-



10. Wpływ odległości dolotu na czas jednostkowy dla różnych dawek środków chemicznych i różnych udźwigów

mat statystyka wskazuje na pewną zależność długości pola od jego powierzchni,

I tak dla warunków Europy środkowej i zachodniej wielkość tę można określić według następującej zależności:

$$l = 1,414\sqrt{F}$$

gdzie: F — powierzchnia obrabianego pola.

Obliczana w powyższy sposób długość pola jest wartością średnią, którą można przyjąć do rozważań teoretycznych o charakterze ogólnym, jednak przy wszelkich rozważaniach szczegółowych dotyczących na przykład planu przeprowadzenia prac agrolotniczych w danym terenie posługiwać się trzeba wartościami rzeczywistymi. Konieczne to jest z tego względu, że stosowane do tej pory systemy sygnalizacji i znakowania pól przy pracach agrolotniczych nie zezwalają na przerwanie opylania czy opryskiwania w dowolnym miejscu.

Zakłada się, że powrót samolotu na lądowisko w celu uzupełnienia chemikaliów nastąpi po wykonaniu odpowiedniej liczby lotów roboczych na pełną długość pola. Przerwanie opylania na przykład w połowie długości pola nie zapewnia wymaganej równomierności. Tak więc długość pola jest z jednej strony parametrem narzucającym praktyczny zasięg roboczy — z drugiej strony parametrem wyjściowym do sporządzania szczegółowych planów operacyjnych.

Zasięg roboczy można określić z następującej zależności:

$$Z_R = \frac{Q_{ch}}{d \cdot s} \cdot 10^4 \text{ [m]}$$

gdzie:

Q_{ch} — ilość chemikaliów w zbiorniku w kG,
 d — dawka chemikaliów w kG/ha,
 s — szerokość robocza smugi w m.

Jeśli zasięg roboczy jest większy od długości pola, wtedy można napisać, że:

$$Z_R = i \cdot l$$

gdzie:

i — liczba przelotów roboczych nad polem,
 l — długość pola w m.

Po porównaniu powyższych wzorów otrzymuje się zależność, która ma duże znaczenie praktyczne:

$$Q_{ch} = i \cdot l \cdot d \cdot s \cdot 10^{-4}$$

Ponieważ i może być tylko liczbą całkowitą, otrzymuje się więc według powyższego praktyczny, opłacalny ładunek środków chemicznych, który jest mniejszy od nominalnego udźwigu chemikaliów:

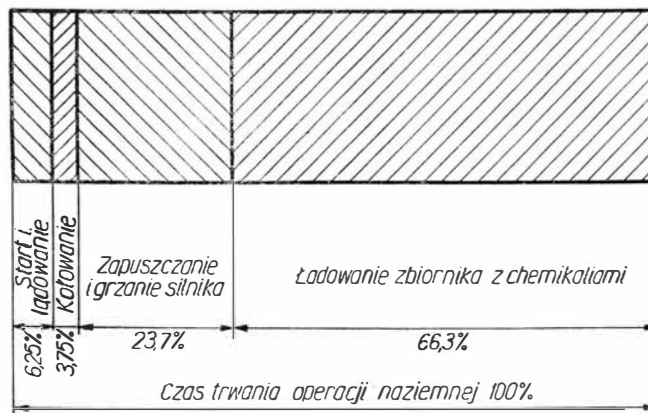
$$Q_{ch} \cdot p = \varepsilon \cdot Q_{ch}$$

gdzie:

$Q_{ch} \cdot p$ — praktyczna ilość chemikaliów w zbiorniku,
 ε — tak zwany współczynnik napełnienia wahający się od 0,86 do 0,95,
 Q_{ch} — całkowity udźwig chemikaliów.

Na podstawie analizy powyższych zależności ustala się również szczegółowy plan operacyjny: jeśli na przykład zasięg roboczy jest mniejszy od długości pola, trzeba je podzielić na odpowiednio oznakowane w terenie sektory.

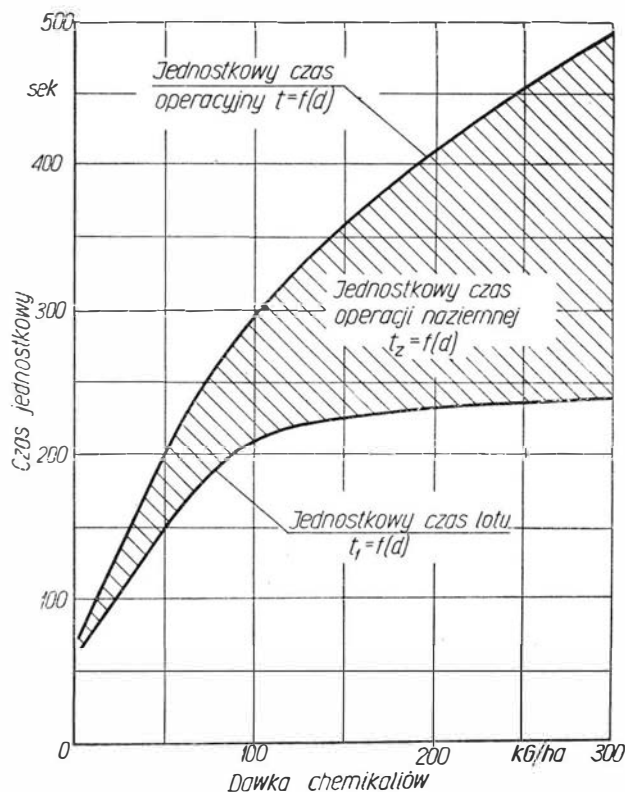
Gdy zasięg jest równy długości pola, można zastosować metodę operowania z dwóch lotnisk, to znaczy



11. Składniki czasu trwania operacji naziemnej

samolot uzupełnia chemikalia raz na lądowisku położonym po jednej, raz po drugiej stronie obrabianego pola — skraca się w ten sposób odległość dolotu. Gdy wreszcie zasięg roboczy przewyższa odpowiednią krotność długości pola potrzebną do obróbki całego pola — można w jednym locie obrobić kilka pól. Przyjęty zaś system obróbki tych pól będzie zależał od wzajemnego ich usytuowania w terenie.

Ostatnim z pozakonstrukcyjnych parametrów wpływających na jednostkowy czas cyklu roboczego jest czas trwania operacji naziemnej (T_z). Wprawdzie rozłożenie tego parametru na czynniki pierwsze wykazuje jego ściśle powiązanie z parametrami aerodynamiczno-konstrukcyjnymi, jednak w praktyce wszystkie niedociągnięcia natury organizacyjnej najostrej widoczają się właśnie tu. W parametrze tym w warunkach dostatecznego poziomu organizacji pracy na lądowisku takie składniki jak start, lądowanie i kołowanie stanowią zaledwie około 10% całego czasu. Reszta to czynności związane z samym lądowaniem



12. Zmiana czasu jednostkowego w funkcji dawki przeliczona dla samolotu PZL-101 „Gawron” dla pola o powierzchni $F = 5$ ha

waniem zbiornika i zapuszczaniem oraz grzaniem silnika. Pamiętać tu należy, że im dłużej trwa ładowanie, tym z kolei dłużej trzeba grzać silnik (szczególnie w chłodnej porze roku). Tymczasem wpływ czasu operacji naziemnych na całkowity czas jednostkowy jest znaczny, co najlepiej przedstawia wykres na rys. 12.

Widzimy tam wyraźnie, że szczególnie przy większych dawkach na hektar warto dołożyć starań, aby do minimum skrócić czas ładowania chemikaliów. Uzyskać to można najłatwiej przez mechanizację prac załadunkowych.

Że zagadnienie to wcale nie jest proste, wskazują na to najlepiej doświadczenia prowadzone na Węgrzech. Intensywne prace agrolotnicze prowadzono tam od szeregu lat, stosując załadunek ręcznie przez dobrze zorganizowane zespoły ładowaczy. W niedługim czasie zespoły te osiągnęły tak krótkie czasy załadunku, że wprowadzenie (na razie próbne) mechanicznych urządzeń załadunkowych nie skróciło, a wydłużyło czas załadunku (tablica 2).

Tablica 2. Porównanie czasów załadunku środków chemicznych do pokładowego zbiornika samolotu PZL-101 „Gawron” ($Q_{el} = 500 \text{ kg}$)

Czynności	Czas załadunku w sekundach		
	ładowarka ślimakowa	ręcznie za pomocą kubelków	ręcznie bezpośrednio z worków 50
Przygotowania do ładowania	190	11	11
Ładowanie	42	95	80
Przygotowanie do lotu	80	7	7
Razem czas postoju samolotu przy załadunku	312	114	98
Liczba zatrudnionych ludzi	4 do 5	9 do 13	4 do 6

Wprowadzenie samego czasu nasypywania chemikaliów był krótszy, lecz ustawienie, a następnie uruchomienie i po nasypaniu usunięcie urządzenia znacznie przekraczało całkowity czas zużywany na te czynności przy załadunku ręcznym. Doświadczenia te potwierdzają się i w innych krajach. W rezultacie urządzenia do mechanicznego załadunku prowadzone są w pierw-

szej kolejności tam, gdzie albo droga jest robocizna, albo chodzi o poprawienie warunków bhp (szczególnie przy stosowaniu środków wysoko toksycznych). Tym niemniej samolot (śmigłowiec) rolniczy powinien mieć takie rozwiązania konstrukcyjne, które umożliwiają szybki załadunek chemikaliów, zarówno płynnych jak i sproszkowanych. Krótki start i lądowanie oraz możliwość stromego wyjścia nad przeszkodę potrzebne są przede wszystkim w celu umożliwienia skrócenia odległości do lotu (a), a dopiero w następnej kolejności do skrócenia czasu operacji naziemnej.

Przedstawione powyżej rozważania obejmują zaledwie drobną część zagadnień lotnictwa rolniczego. Tym niemniej już na podstawie analizy tych kilku parametrów można ocenić, że zagadnienie dobrych samolotów (śmigłowców) rolniczych jest zagadnieniem złożonym wymagającym bardzo wnikliwych i wszechstronnych badań. Z powyższego można wysunąć następujące wnioski:

- 1) projektowanie nowych samolotów rolniczych musi być prowadzone w oparciu o bardzo dokładnie sprecyzowane założenia określające warunki terenowe, w których samolot ma pracować;
- 2) samolot (śmigłowiec) rolniczy dobrze spełniający swoją rolę jako maszyna rolnicza musi być konstrukcją wysoce wyspecjalizowaną w oparciu o wszechstronne badania eksploatacyjne,
- 3) przy porównywaniu ze sobą kilku samolotów rolniczych, a przede wszystkim ich własności ekonomicznych, trzeba dokładnie sprecyzować warunki, dla których to porównanie jest przeprowadzone.

Literatura

1. W. A. Nasurow: „Lotniczo-chemiczne prace w rolnictwie”
2. Mgr inż. T. Kostia: „Metoda badania zagadnień techniczno-ekonomicznych samolotów i śmigłowców gospodarczych”, 1962
3. Mgr inż. J. Oleksiak i inż. F. Borodzik: „Sprawozdanie z wyjazdu służbowego do WRL na praktykę w zakresie eksploatacji samolotów rolniczych w sierpniu 1953 r.”
4. W. Nazarov: „W kleszczach prywatnej własności”, Graždanskaja awiacija, nr 3, 1963 r.
5. Inż. J. Kręzałek: „Obliczenia porównawcze kosztów użycia samolotów i traktorów w rolnictwie PRL”, 1965.
6. A. Heinz, F. Schmidt: „Flieger — Jahrbuch 1965”.
7. Mgr inż. R. Gudel: „Lotnictwo Ag”. Technika Lotnicza, 1962.

I OGÓLNOPOLSKI KONKURS TECHNOLOGICZNOŚCI KONSTRUKCJI

KOMITET NAUKI i TECHNIKI oraz NACZELNA ORGANIZACJA TECHNICZNA ogłosiły:

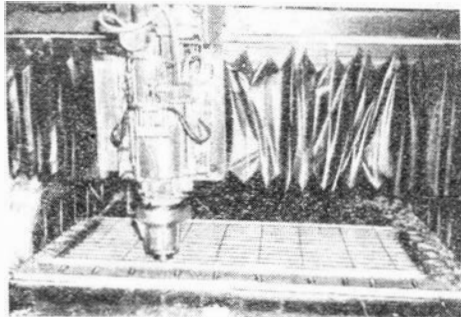
I ogólnopolski konkurs na najlepsze opracowanie techniczne dotyczące poprawy technologiczności konstrukcji maszyn, urządzeń i innych wyrobów przemysłu maszynowego i elektrotechnicznego w kierunku umożliwienia rozszerzenia zastosowania wysokowydajnych procesów technologicznych, dających duże oszczędności materiałowe, podniesienie jakości lub inne efekty ekonomiczne.

W konkursie mogą wziąć udział zarówno osoby indywidualne, jak i zespoły.

Sygnalizując tę cenną inicjatywę informujemy, że regulamin konkursu można znaleźć w 41 numerze „Przeglądu Technicznego” z dnia 9.X.1966 roku.

Zastosowanie obrabiarek sterowanych liczbowo*)

Głównym celem stawianym przed OSL przy ich wprowadzaniu do przemysłu było rozwiązanie tych problemów produkcji, do których nie wystarczały konwencjonalne obrabiarki. Szczególnie przemysł budowy samolotów i statków kosmicznych wymagał wprowadzenia nowych obrabiarek, ponieważ obrabiarki konwencjonalne były mało



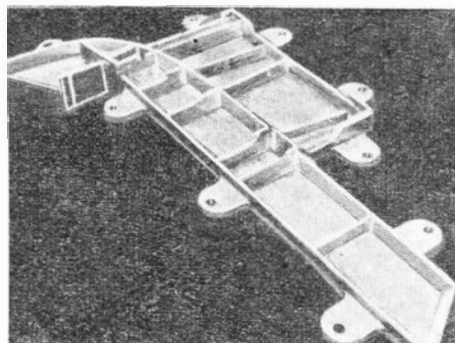
1. Frezowanie skrzydła samolotu

przydatne do obróbki dużych i bardzo skomplikowanych części. Najszersze zastosowanie do tych zadań znalazły frezarki sterowane liczbowo. Charakterystyczne jest, że większość norm związanych z obrabiarkami sterowanymi liczbowo została wydana przez AIA (Aerospace Industries Association). W zakładach nie dofinansowywanych przez państwo przeważają w zastosowaniu prostsze układy sterowania, gdyż zasadniczym celem jest tu osiągnięcie skrócenia czasu przebiegu i możliwie tania produkcja. Przy ilościach sztuk poniżej 50 automaty obrabiarkowe są jeszcze nieekonomiczne, ponieważ zbyt wysokie są koszty przygotowania produkcji (wykonanie planów technologicznych, wykonanie narzędzi, krzywek i przyrządów uchwytych) oraz zbyt duże czasy przezbrajania obrabiarki w stosunku do krótkiego czasu maszynowego. Dla zniwelowania tego wytwórcy obrabiarek oddają do użytku coraz łatwiej przestawialne automaty obrabiarkowe, aby stworzyć możliwość ich stosowania przy krótkich seriach produkcyjnych. Użytkownicy automatów ze swej strony czynią

duże wysiłki w celu przystosowania tych obrabiarek do produkcji w krótkich seriach poprzez stwarzanie pozornie dużych serii (np. technologia grupowa, technologia części sty-pizowanych). Tym niemniej pełne rozwiązanie dla niektórych problemów z tego zakresu daje dopiero zastosowanie OSL. W takim użytkowaniu najbardziej rozpowszechnione są wiertarki sterowane liczbowo.

Oceniając występowanie różnych rodzajów OSL w przemyśle należy stwierdzić, że najbardziej powszechne w zastosowaniu są kolejno:

- a) wiertarki ze sterowaniem punktowym,
- b) wiertarko-frezarki i wytaczarki ze sterowaniem odcinkowym lub ciągłym (łącznie z obrabiarkami wielozadaniowymi),
- c) frezarki ze sterowaniem odcinkowym lub ciągłym,
- d) tokarki ze sterowaniem odcinkowym lub ciągłym.



2. Część do śmigłowca wyfrezowana z pełnego bloku aluminiowego (United Aircraft)

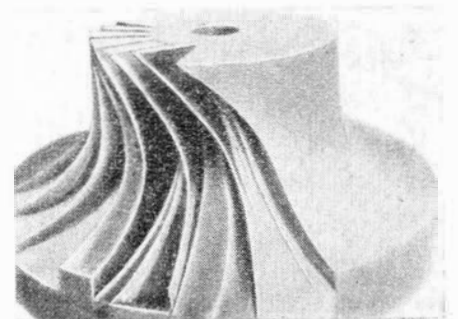
Ponadto występuje wiele urządzeń do cięcia blach ze sterowaniem odcinkowym lub ciągłym, nawijarki ze sterowaniem punktowym, kordinatografy ze sterowaniem punktowym lub ciągłym oraz urządzenia pomiarowe sterowane z taśmy (Pratt and Whitney). Należy dodać, że już teraz kolejność podawana wyżej przestaje być pewna, ponieważ ostatnio zwiększa się zdecydowanie ilość tokarek ze sterowaniem ciągłym i interpolacją liniową lub kołową, co poważnie zwiększa możliwość naci-

kania gwintów. Przy wszystkich rodzajach OSL stosuje się najczęściej automatyczną wymianę narzędzi, która zapewnia całkowicie automatyczny przebieg procesu i uniezależnienie od obsługującego.

Przy zastosowaniu OSL decydującą rolę, przynajmniej w przemyśle lotniczym, odgrywały skomplikowane, trudne do obróbki części. Typowym takim przykładem mogą być skrzydła samolotu o konstrukcji integralnej wyfrezowane ze stopów aluminiowych (rys. 1). Bardzo często usuwane jest przy takiej obróbce ok. 95% materiału.

Innym przykładem może być część do śmigłowca wyfrezowana z pełnego bloku aluminiowego (rys. 2). Do obróbki takiej części wymagana jest obrabiarka o sterowaniu ciągłym i stosunkowo niewielkiej dokładności (0,1 mm). Mocowanie dla obydwu przedstawionych części nie jest trudne do rozwiązania. Przykładem zastosowania OSL do części o bardzo skomplikowanych kształtach jest obróbka wirnika sprężarki (rys. 3). Przy produkcji pojazdów kosmicznych kształty projektowanych części są na ogół tak skomplikowane, że przedstawiane są w formie funkcji matematycznych w pamięci elektronicznych maszyn liczących. Użycie OSL do takich części jest nieodzowne.

W przemyśle nie dofinansowywanym przez państwo o wprowadzeniu OSL zdecydowały inne cechy tej obróbki, a nie możliwość obrabiania skomplikowanych i dużych części. Na stosowanie OSL w tym przemyśle



3. Obróbka wirnika sprężarki na frezarce o sterowanych liczbowo pięciu ruchach roboczych (Boeing)

*) Obrabiarki sterowane liczbowo — OSŁ.

wpłynęły: mniejszy czas przygotowania produkcji, przystosowanie do szybko zmieniającego się profilu produkcji, mniejsze zapotrzebowanie na narzędzia itd. OSL stosowane są w przemyśle obrabiarkowym, w przemyśle maszyn biurowych, drukarskich i innych. Stosowane są najczęściej w tych przemysłach wiertarki sterowane liczbowo, wiertarko-frezarki oraz obrabiarki wielozadaniowe. Asortyment wykonywanych części jest tu bardzo różnorodny: płyty z otworami, ramy, korpusy przekładni, stojaki, korpusy wrzecienników itp. Przy obróbce części dąży się do tego, aby określona część obrabiana była na jednej obrabiarence, ponieważ pozwala to obniżyć czasy pozamaszynowe i uniknąć stosowania nowych przyrządów mocujących. Szczególnie przestrzegane jest to przy obrabiarkach wielozadaniowych. Odstępuje się od tej zasady jedynie w przypadku, gdy w części obrabianej obok skomplikowanych operacji występuje wiele operacji prostych, a wtedy ekonomiczniejsze jest zamocowanie na inną obrabiarkę i wykonanie na niej operacji prostych.

Niezgodnie z zasadami zastosowano OSL do seryjnej produkcji bloków cylindrowych w zakładach International Harvester Comp. Włączono 13 wiertarek sterowanych liczbowo w linię automatyczną, na której obrabia się cztero-, sześćo- i ośmiocylindrowe bloki silników. Przeważenie linii automatycznej z jednego typu na drugi następuje co 4—6 tygodni. Na godzinę obrabia się około 10 bloków silnikowych. Jako uzasadnienie dla użycia OSL w tego rodzaju produkcji podaje się:

a) konwencjonalna linia automatyczna dla tej ilości jest nieekonomiczna, również nieekonomiczna jest konwencjonalna obróbka jednostkowa,

b) obrabiarki OSL pozwalają się łatwo przestawić przy zmianie produkowanego typu,

c) linia automatyczna z OSL wymaga jedynie 40 obrabiarek, natomiast linia automatyczna konwencjonalna wymaga 65 obrabiarek.

W zakładach amerykańskich OSL wykorzystywane są do pracy tryzmicznej, przez co osiąga się szybszą amortyzację kosztów związanych z ich zainstalowaniem. Zarówno OSL, jak obsługujący ją robotnik nie mają w warunkach warsztatu szczególnej pozycji, co wskazuje, że ten sposób obróbki

traktowany jest już jako normalny, wypróbowany środek produkcji. Robotnik obsługujący OSL otrzymuje oprócz taśmy dziurkowanej i rysunku części również rękopis programu ze wskazówkami roboczymi oraz szkice zamocowania części. Przy pierwszej obróbce nowo zaprogramowanej części obecny jest programista, który powinien wnieść ewentualne korekty do programu. W tym przypadku pierwszy przebieg programu prowadzony jest często bez narzędzia i materiału, a sprawdza się jedynie prawidłowość funkcjonalną programu. Pierwszy wykonany przedmiot poddawany jest szczegółowej kontroli i dopiero potem oddawana jest taśma dziurkowana do normalnej produkcji. O ile początkowo prawie jedynymi użytkownikami OSL były przedsiębiorstwa przemysłu lotniczego, to obecnie poważną część tych obrabiarek znajduje zastosowanie w przemyśle obrabiarkowym, czyli wytwórcy OSL są zarazem ich użytkownikami. Każda z firm wykorzystuje od kilku do kilkudziesięciu OSL. Nie wszystkie zakłady wytwarzają również urządzenia układów sterowania i napędu.

Do największych użytkowników obrabiarek sterowanych liczbowo w przemyśle USA należą jednak firmy lotnicze i budowy statków kosmicznych. Z placówek naukowych i badawczych mających duże zasługi w rozwoju techniki sterowania programowego oraz zajmujących się aktualnie tymi problemami są: Massachusetts Institute of Technology (Cambridge, Boston), Illinois Institute of Technology (Chicago), University of Wisconsin (Madison).

Przed omówieniem aspektów ekonomicznych stosowania OSL należy przedstawić krótko sposób uruchamiania, konserwacji i eksploatacji tych obrabiarek w ramach zakładu produkcyjnego. Zakład produkcyjny otrzymuje OSL bezpośrednio od wytwórni obrabiarek sterowanych liczbowo, a wytwórnia układów sterowania do tych obrabiarek spełnia jedynie rolę kooperanta w stosunku do wytwórni obrabiarek. Dopasowywanie układu sterowania do obrabiarki jest procesem bardzo złożonym. Do wytwórni układów sterowania dostarczana jest obrabiarka i do niej dopasowuje się prototyp układu sterowania liczbowego. Gotowy układ sterowania jest sprawdzany w praktyce w wytwórni układów

sterowania, co trwa zależnie od rodzaju sterowania, od jednego dnia do kilku tygodni. Po raz drugi sprawdza się układ sterowania z obrabiarką w wytwórni obrabiarek, co również trwa kilka dni, a nawet miesięcy. Uruchamianie obrabiarki w zakładzie produkcyjnym dokonywane jest przez wytwórnię obrabiarek, a do obrabiarki dołącza się wskazówki dotyczące obsługi i programowania, schematy układów sterowania, dziurkowane taśmy kontrolne oraz spis zalecanych części zamiennych. Ewentualnych napraw w pierwszym okresie dokonują przedstawiciele wytwórni obrabiarek, a następnie odpowiednio przeszkolony zespół własny przy założeniu, że istnieje w zakładzie magazyn części zamiennych dla tych obrabiarek. Poważnym czynnikiem zmniejszającym czas przerw awaryjnych w działaniu obrabiarki jest stosowanie konserwacji zapobiegawczej, która ma różnorodny charakter, zależnie od stanu zaawansowania techniki sterowania liczbowego w zakładzie.

Zaznaczyć trzeba, że nowe OSL odznaczają się małymi okresami przerw awaryjnych, od 3% (obrabiaarki ze sterowaniem punktowym), do 10% (obrabiaarki ze sterowaniem ciągłym), przy czym średnio połowa tego czasu wynika z awarii sterowania, a druga połowa z uszkodzenia układów mechanicznych obrabiarki. Pamiętać należy, że przy obrabiarkach starych z lampowymi układami sterowania okresy te wynosiły odpowiednio od 10% do 30%, przy czym 80% uszkodzeń dotyczyło sterowania.

Przy omówieniu problemów ekonomicznych należałoby przytoczyć czynniki uzasadniające użycie OSL w przemyśle. Są to:

— skrócenie czasu produkcji; obok skrócenia okresów pozamaszynowych skraca się wyraźnie okres całkowitego cyklu produkcyjnego w zakładzie oraz czas potrzebny do stworzenia nowego prototypu,

— zmniejszenie kosztów produkcji przy częściach o odpowiednio dobranych kształtach i ilości,

— poprawa jakości i związane z tym zmniejszenie ilości braków oraz ułatwienie montażu,

— wyeliminowanie wpływu zmęczenia robotnika i innych czynników ludzkich,

— obróbka wiórowa części dużych, których nie można było obrabiać dotychczasowymi metodami,

— ułatwienie sterowania centralnego produkcyjnego,

— możliwość łatwego uzupełniania magazynu części zamiennych.

Wiele z wymienionych czynników jest tak mocno powiązanych z poważnymi zmianami w organizacji produkcji, że ilościowa ocena ekonomiczna staje się wręcz niemożliwa i wymagany jest stosunkowo duży okres czasu do określenia wpływu tych czynników na koszty produkcji. Bardzo trudne jest ekonomiczne porównywanie konwencjonalnych metod obróbki z obróbką przy zastosowaniu OSL, ponieważ metody te występują najczęściej w odmiennych warunkach organizacyjnych i technicznych.

Dlatego też dla pełnego obrazu niektóre z wymienionych czynników wymagają szerszego omówienia.

Skrócenie czasu produkcji, a szczególnie czasu potrzebnego do przejścia od projektu do prototypu, było głównym i zarazem wystarczającym czynnikiem, który zdecydował o zastosowaniu OSL w przemyśle budowy samolotów i pojazdów kosmicznych, gdyż w rywalizacji kosmicznej i lotniczej czynnik ten uznawany jest bezsprzecznie za najważniejszy. Przy wszechstronnym zastosowaniu elektronicznych urządzeń przetwarzania danych kombinacja: maszyna matematyczna — stanowisko projektanta — OSL — stanowisko badawcze zapewnia efektywność niemożliwą do osiągnięcia na drodze konwencjonalnej. Technika produkcyjna stosowana w tym przemyśle rozpowszechnia się stosunkowo szybko na inne gałęzie przemysłu. Znane zakłady produkcji obrabiarek Kearney and Trecker Comp. oraz Pratt and Whitney Machine Tool przez zastosowanie tej techniki osiągnęły skrócenie czasu wpływającego od złożenia zamówienia do jego realizacji z 12 miesięcy przy stosowaniu metod konwencjonalnych do 8 miesięcy przy stosowaniu sterowaniu produkcją za pomocą maszyn matematycznych oraz OSL. Wynikająca stąd możliwość łatwego przystosowania się do potrzeb rynku oraz zróżnicowanie

asortymentu produkcyjnego ma niewątpliwą, lecz trudną do szybkiego uchwycenia wpływ na ocenę ekonomiczną stosowanej metody.

Przy próbie porównywania ze względu na koszty produkcji metody konwencjonalnej z obróbką o-

4. Zmiana ilości produkowanych przedmiotów w miarę upływu lat. Zakresowane obszary, dla których ekonomiczne jest zastosowanie obrabiarek sterowanych liczbowo: I — faza próbna, II — maksymalne zapotrzebowanie w fazie produkcji seryjnej, III — produkcja części zamiennych.

wianą należy zwrócić uwagę na następujące okoliczności:

— stosunkowo łatwo można przewidzieć zmniejszenie kosztów produkcji przy procesach wiertarskich i frezarskich, zakładając, że konwencjonalna metoda obróbki była optymalnie ustawiona pod kątem możliwie małych kosztów,

— opłacalność stosowania OSL jest funkcją ilości sztuk, ogólnie biorąc porównanie z metodami konwencjonalnymi wychodzi korzystniej wtedy, gdy przedmiot wykonywany ma skomplikowane kształty, a ilość sztuk jest niewielka; ekonomicznie uzasadnione są najczęściej ilości sztuk od 1—50.

Nowe zastosowania OSL wynikają z analizy produkcji z upływem czasu. Prawie w każdym zakładzie w produkcji określonego przedmiotu można zauważyć w miarę upływu czasu występowanie następujących faz:

a) faza próbna — charakteryzuje się wieloma zmianami konstrukcyjnymi,

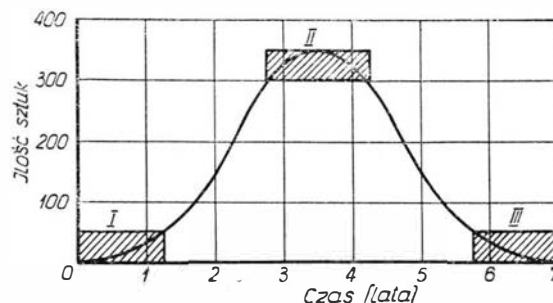
b) faza produkcji seryjnej — w fazie tej występuje często okres maksymalnego zapotrzebowania, na zaspokojenie którego należy przewidzieć dodatkowe środki produkcyjne, co poważnie zwiększa koszty,

c) faza produkcji części zamiennych.

Łatwo przewidzieć, że OSL szczególnie ekonomicznie mogą być za-

stosowane w fazie a i c oraz jako środki dodatkowe przy wystąpieniu maksymalnego zapotrzebowania w fazie b. Przedstawiono to wykresem na rys. 4.

W podsumowaniu można stwierdzić, iż stosowanie OSL daje peł-



ne efekty ekonomiczne tylko w połączeniu z właściwą organizacją produkcji, którą w tym przypadku powinny charakteryzować:

1) sprawny proces przygotowawczy dla obróbki, o ile możliwe oddzielony od zakresu obróbek konwencjonalnych,

2) stosowanie maszyn matematycznych do przygotowania programów i sterowania produkcją (szczególnie tam, gdzie istnieją one już dla innych celów),

3) wyszkolenie własnej obsługi konserwacyjnej w zakładzie,

4) odpowiednie przygotowanie magazynów narzędziowych,

5) zapewnienie możliwie ciągłej pracy dla OSL (używanie OSL w wielozmianowej produkcji).

Literatura

1. Barun W. A., Budinskij A. R.: „Stanki s programnym upravlenijem i programirovanije obrabotki”, Maszynostrojenije, Moskwa—Leningrad 1965.
2. Simon W.: „Die numerische Steuerung von Werkzeugmaschinen München”, Hanser 1963.
3. Wilson F. W.: „Numerical Control in Manufacturing”, New York Mc Graw-Hill 1963.
4. „RKW — Bericht”, nr 198, Springer Verlag 1965.
5. Numerical Control Shows Record Growth”. Special Report, nr 539, American Machinist, VII, 1963.
5. American Machinist, Metalworking Manufacturing, Special Report, nr 339, VII, 1963.
7. American Machinist, 108, nr 22 — NC today, NC tomorrow.

PRENUMERATĘ NA 1967 ROK PRZYJMUJE
ZAKŁAD KOLPORTAŻU WCT NOT
Warszawa, ul. Mazowiecka 12

Stan obecny i perspektywy rozwojowe metali konstrukcyjnych

Artykuł opracowano na podstawie „The Current Status and 1970 Potential of Selected Defense Metal”, Defense Metals Information, Center Memorandum, nr 183, 1963. Zawiera on przegląd najważniejszych metali i stopów stosowanych w USA, wraz z omówieniem niektórych ich własności fizycznych, mechanicznych i technologicznych. Osobną uwagę poświęcono perspektywom rozwojowym poszczególnych grup metali.

Tytan i jego stopy

Tytan i jego stopy wykazują najwyższą ze znanych metali wytrzymałość w stosunku do ciężaru właściwego ($4,5 \text{ G/cm}^3$), to jest tzw. wytrzymałość właściwą.

Dodatkową zaletą tytanu i jego stopów, zwiększającą przydatność ich w nowoczesnych konstrukcjach, jest wybitna odporność na korozję i działanie większości ośrodków chemicznych. Inne charakterystyczne własności tytanu to wysoka temperatura topienia ($1668 \pm 10 \text{ }^\circ\text{C}$), mały współczynnik rozszerzalności cieplnej i paramagnetyzm. Trzeba podkreślić, że wysoką wytrzymałość stopy tytanu zachowują w szerokim zakresie temperatur, a mianowicie od -250 do $600 \text{ }^\circ\text{C}$.

Istotnymi wadami współczesnych stopów tytanu jest ich stosunkowo wysoki koszt i ograniczona spawalność.

Obecnie produkowanych jest wiele różnych stopów tytanu. Ważniejsze z nich podano w tablicy 1.

Stop Ti-13V-11Cr-3Al ma najwyższą ze wszystkich stopów wytrzymałość właściwą wynoszącą $3,6 \cdot 10^6 \text{ cm}$. Walcowane na zimno i starzone taśmy z tego stopu wykazują wytrzymałość doraźną $175-182 \text{ kG/mm}^2$ i są stosowane m.in. na cylindry, wewnątrz których panuje ciśnienie powyżej 133 atm . Jednocześnie są one w pełni odporne na korozyjne działanie atmosfer przemysłowych. Stop Ti-6Al-4V chociaż nie osiąga po obróbce cieplnej tak wysokiej wytrzymałości, stosowany jest na powłoki silników drugiego stopnia rakiety Minuteman, wewnątrz której ciśnienie osiąga 123 atm .

Stop Ti-5Al-2,5Sn opracowano do stosowania w niskich temperaturach. Ten stop dobrze się spawa, a

w temperaturze $-253 \text{ }^\circ\text{C}$ wykazuje następujące własności mechaniczne: $R_m = 161 \text{ kG/mm}^2$, $R_e = 143,5 \text{ kG/mm}^2$ i $A = 15\%$.

Inny stop, Ti-8Al-1Mo-1V z powodzeniem jest stosowany zarówno w niskich, jak i w wysokich temperaturach. W czasie badań na pełzanie w temperaturze $538 \text{ }^\circ\text{C}$ i przy naprężeniu 14 kG/mm^2 , po 150 godzinach odkształcenie tego stopu wyniosło zaledwie $0,2\%$. Również zadowalająca jest jego wytrzymałość doraźna. Nowe stopy Ti-7Al-12Zr i Ti-5Al-5Sn-5Zr są jeszcze bardziej wytrzymałe w podwyższonych temperaturach, gorzej jednak

poddają się obróbce plastycznej (łoczeniu).

Największa ilość tytanu i jego stopów jest wykorzystywana obecnie w budowie sprężarek lotniczych, turbin gazowych i korpusów rakiet Minuteman. Oprócz tego, poszczególne stopy tytanu są stosowane w różnych postaciach w lotnictwie wojskowym, w raketach i sztucznych satelitach. Do celów wojskowych zużywa się około 85% ogólnej produkcji tych stopów (1960 r.).

Badania nad stopami tytanu idą w zasadzie w dwóch kierunkach: jeden to opracowywanie nowych stopów, drugi — rozwój stopów już

Tablica 1. Ważniejsze amerykańskie stopy tytanu

Lp.	Oznaczenie stopu	Wielkość produkcji w 1960 r. w tonach	Postać stopu	Spawalność	Zastosowanie
1	Techniczny tytan	737	okuwki, blachy	dobra	części odporne na korozję, lotnicze turbiny gazowe
2	Ti-6Al-4V	2880	okuwki, blachy	zadowalająca	części sprężarek turbin gazowych, osłony silników odrzutowych
3	Ti-5Al-2,5 Sn	578	okuwki, blachy	dobra	części spawane
4	Ti-6Al-6V-2 Sn	77	okuwki, płyty	niespawalny	części urządzeń artyleryjskich
5	Ti-5Al-4FeCr	45,4	okuwki, blachy	zła	części lotnicze
6	Ti-7Al-4Mo	40,8	okuwki,	niespawalny	silniki
7	Ti-13V-11Cr-3Al	31,7	okuwki, blachy	dobra, ale złącze spawane źle, poddaje się obróbce cieplnej	osłony silników odrzutowych, wysokowytrzymałe taśmy i druty
8	Ti-8Al-1Mo-1V	18,1	okuwki, blachy	zadowalająca	silniki
9	Ti-4Al-3Mo-1V	13,6	blachy	zła	części lotnicze
10	Ti-8Mn	?	blachy	niespawalny	części lotnicze

Tabela 2. Własności mechaniczne kilku obrobionych cieplnie amerykańskich stopów tytanu

Lp.	Oznaczenie stopu	Ciężar właściwy (G/cm ³)	Własności mechaniczne		
			R _e (kG/mm ²)	R _m (kG/mm ²)	A (%)
1	Ti-6Al-4V	4,44	108,5	119,0	10,0
2	Ti-6Al-6V-2Sn	4,45	129,5	137,2	12,0
3	Ti-13V-11Cr-3Al	4,83	133,0	147,0	8,0

istniejących. Opracowywane są jednocześnie metody spawania i badane możliwości dalszego rozszerzania zastosowania (m.in. na korpusy głębinowych łodzi podwodnych, w nadźwiękowym lotnictwie transportowym itd.).

Perspektywy. Przewiduje się wielką przyszłość stopów tytanu w lotnictwie, technice kosmicznej i w budowie okrętów. Produkcja tytanu w 1970 r. osiągnie 16 000—18 000 ton (w 1963 r. — 6600 ton), z czego większość zużytkowana będzie w technice raketowej. Dużą ilość stopów zużytkuje się również przy budowie łodzi podwodnych. Natomiast nie przewiduje się znacznego polepszenia własności mechanicznych stopów obrabianych cieplnie (tabl. 2), chociaż przypuszcza się, że w wyniku unowocześnień technologii wytwarzania i przeróbki, uda się osiągać wysoką wytrzymałość stopów w parze z dobrymi innymi własnościami, jak

to miało miejsce w 1963 r. dla stopu Ti-6 Al-4V.

W zakresie opracowania nowych stopów przewiduje się wyprodukowanie doskonale spawalnych stopów α o wytrzymałości 87,5—91 kG/mm² i udarności 3,5 do 4 kGm w temperaturze -62 °C, jednego lub kilku stopów β o dobrej spawalności i granicy plastyczności po starzeniu 175—210 kG/mm², a także stopów $\alpha+\beta$ o wytrzymałości około 175 kG/mm² i dobrej plastyczności.

Molibden i jego stopy

Ze względu na wysoką temperaturę topnienia (2610 °C) molibden obok wolframu, niobu i tantalu zaliczany jest do grupy metali trudno-topliwych. Jego najważniejsze zalety, to: a) stosunkowo niewysoki ciężar właściwy (10,2 G/cm³), b) wysoki moduł sprężystości, c) dobra odporność na gwałtowne zmiany tem-

peratury (dzięki małemu współczynnikowi rozszerzalności cieplnej i wysokiej przewodności cieplnej), d) dobra przewodność elektryczna, wynosząca około 33% przewodności elektrycznej miedzi, e) stosunkowo mały przekrój czynny pochłaniania neutronów. Oprócz tego do zalet molibdenu należy zaliczyć jego dość szerokie rozpowszechnienie w przyrodzie i dobrze rozpracowaną technologię wytwarzania.

Zasadniczą natomiast wadą molibdenu i stopów na jego podstawie jest brak odporności w podwyższonych temperaturach (powyżej 650 °C) na korodujące działanie gazów atmosferycznych, a w szczególności tlenu. Dotychczasowe próby polepszenia odporności molibdenu na utlenianie zakończyły się niepowodzeniem, tak, że stosowanie go w wysokich temperaturach jest uwarunkowane specjalnymi ochronnymi pokryciami.

Inną ujemną cechą molibdenu jest stosunkowo wysoka, w porównaniu z niobem i tantalum, temperatura przejścia ze stanu kruchego w plastyczny (zwykle od -18 do 93 °C w zależności od ilości zanieczyszczeń) i kruchość złączy spawanych.

W ciągu ostatnich 15 lat opracowano szereg stopów molibdenu przeznaczonych do pracy w wysokich temperaturach. Ważniejsze z nich podano w tablicy 3.

Tabela 3. Skład chemiczny i własności niektórych ważniejszych amerykańskich stopów molibdenu

Lp.	Oznaczenie stopu	Składniki stopowe (w %)	Ciężar właściwy (G/cm ³)	Temperatura rekrytalizacji (°C)	Produkcja	Własności mechaniczne w podwyższonych temperaturach			
						Temperatura badania (°C)	R _m (kG/mm ²)	A (%)	R _{m-100} (kG/mm ²)
1	Techniczny molibden	0,01—0,03 C	10,2	1149—1204	przemysłowa	—	—	—	—
2	Mo-0,5 Ti	0,02—0,05 C 0,5 Ti	10,2	1343	przemysłowa	982	47,7	20	—
						1093	42,2	18	23,9
						1316	13,1	70	7,3
3	TZM	0,02—0,08 C 0,5 Ti 0,08 Zr	10,2	1427—1593	przemysłowa	982	53,5	18	—
						1093	50,2	18	35,2
						1316	38,3	26	—
4	TZC	0,15 C 1,25 Ti 0,15 Zr	10,0	1538—1593	doświadczalna	1093	39,4	10	28,1
						1204	37,9	8	21,8
						1316	27,4	—	14,7
5	Mo-25 W	0,05 C 25,0 W 0,11 Zr	11,6	1399	doświadczalna	982	69,2	18	—
						1204	—	—	23,2
						1316	51,7	26	8,6
6	TZC modyfikowany	0,3 C 1,27 Ti 0,29 Zr	10,0	1760	doświadczalna	982	64,2	11	—
						1316	42,8	26	23,0

Największą liczbę danych technicznych opublikowano dla stopu Mo - 0,5 Ti, produkowanego na skalę przemysłową od 1957 r. Jednak stop TZM, opracowany stosunkowo niedawno, charakteryzuje się znacznie wyższą temperaturą rekryształizacji i wyższą wytrzymałością niż stop Mo - 0,5 Ti. Oba stopy są już obecnie wytwarzane w postaci taśm, płyt, blach, prętów i rur.

Stopy będące jeszcze w stadium doświadczeń wykazują dobre połączenie wysokiej temperatury rekryształizacji i własności mechanicznych. Najbardziej interesujący z tej grupy jest stop TZC mający najmniejszy ciężar właściwy i znacznie polepszający swoje własności mechaniczne wskutek obróbki cieplnej.

Stopy molibdenu w chwili obecnej są już stosowane doświadczalnie w lotnictwie i kosmonautyce. Wykonuje się z nich między innymi dysze rakiet, części silników, stery i przednie części skrzydeł. Prowadzone badania dotyczą przede wszystkim pokryw ochronnych, pozwalających na stosowanie molibdenu w wysokich temperaturach i ośrodkach utleniających, polepszenia obrabialności i spawalności oraz plastyczności w niskich temperaturach. Opracowywana jest także technologia wytwarzania molibdenowej folii. Prace nad wytworzeniem nowych stopów prowadzone są w kierunku podwyższenia temperatury rekryształizacji i obniżenia temperatury przechodzenia ze stanu plastycznego w kruchy.

P e r s p e k t y w y. Prawdopodobnie podwyższona zostanie wytrzymałość stopów molibdenu w wysokich temperaturach. Nie należy jednak przypuszczać, by maksymalna temperatura pracy tych stopów znacznie przekroczyła 1650 °C. Oprócz tego prawdopodobnie do 1970 r. polepszone zostaną inne własności stopów molibdenu, jak plastyczność w niskich temperaturach, obrabialność, spawalność itd.

Niob i jego stopy

Dzięki swoim własnościom, a przede wszystkim stosunkowo małemu ciężarowi właściwemu (8,56 G/cm³) i małemu przekrojowi czynnemu pochłaniania neutronów, niob i jego stopy zaliczają się do najcenniejszych materiałów żarowytrzymałych, mimo że pod względem żarowytrzymałości ustępują molibdenowi, tantalowi i wolframowi. Inne cenne

własności niobu, to plastyczność w temperaturach obniżonych i obrabialność lepsze niż molibdenu i wolframu oraz odporność na utlenianie podobna jak tantalu i lepsza niż molibdenu i wolframu. Zapasy niobu w przyrodzie znacznie przewyższają zapasy tantalu i wolframu, a być może i molibdenu. Trzeba też podkreślić, że z wymienionych czterech pierwiastków niob ma najniższą cenę.

Mimo że w podwyższonych temperaturach niob staje się miękki i plastyczny, jego wytrzymałość można za pomocą pierwiastków stopowych zwiększyć do tego stopnia, że stopy niobu z powodzeniem mogą konkurować pod tym względem z molibdenem i jego stopami, a także z innymi metalami żarowytrzymałymi do temperatury 1815 °C.

Poważną wadą niobu, ograniczającą jego pełne zastosowanie jako tworzywa konstrukcyjnego, jest zbyt mała odporność na utlenianie w podwyższonych temperaturach i związana z tym konieczność stosowania specjalnych pokryw ochronnych.

Pierwsze prace nad stopami niobu prowadzono w kierunku polepszenia ich odporności na utlenianie. Przez wprowadzenie różnych pierwiastków stopowych odporność tę udało się co prawda znacznie zwiększyć (100 do 500 razy), była ona jednak zbyt mała dla wyeliminowania pokryw ochronnych. Uzyskane doświadczenia wykorzystano natomiast przy wytwarzaniu pierwszej grupy stopów niobu, które charakteryzowała wysoka wytrzymałość w podwyższonych temperaturach i średnia odporność na utlenianie, ale mała plastyczność w temperaturach obniżonych i bardzo zła obrabialność.

Przy opracowaniu drugiej grupy stopów niobu ilość i rodzaj pierwiastków stopowych dobrano pod kątem znacznego polepszenia obrabialności, plastyczności w obniżonych temperaturach i spawalności, przy utrzymaniu w pełni zadowalających własności mechanicznych. Najlepsze stopy tej grupy to D-43 (Nb-10 W-1Zr-0,01C) firmy Du Pont, FS-85 (Nb-27 Ta-11W-0,8 Zr) firmy Fansteel, AS-55 (Nb-5W-1Zr-0,05C) firmy General Electric, Cb-752 (Nb-10W-2,5Zr) firmy Haynes Stellite, SCb-291 (Nb-10Ta-10W) firmy Stauffer, C-129 (Nb-10W-10Hf) firmy Wah Chang i B-66 (Nb-5Mo-5V-1Zr) firmy Westinghouse. Niektóre włas-

ności kilku z wymienionych stopów podano w tablicy 4.

Z pierwszej grupy stopów najlepsze okazały się Nb-1Zr, Nb-33Ta-0,8Zr i F-48 (Nb-15W-5Mo-1Zr-0,05C). Pierwsze dwa stopy mają stosunkowo niską wytrzymałość, ale wykazują dobre własności w temperaturach obniżonych, dobrą obrabialność i spawalność. Trzeci stop, F-48 jest jedynym wysokowytrzymałym stopem niobu produkowanym na skalę przemysłową, ale jego zastosowanie jest ograniczone małą plastycznością oraz złą obrabialnością i spawalnością.

W rezultacie zarówno niob, jak i jego stopy nie znalazły dotąd praktycznego zastosowania i są jedynie wykorzystywane eksperymentalnie.

Prowadzone badania mają na celu przede wszystkim opracowanie technologii wytwarzania różnych części z niobu i jego stopów, co umożliwi ocenę ich konstrukcyjnej przydatności. Niezależnie od tego dużo prac jest poświęconych zagadnieniu opracowania odpowiednich powłok ochronnych, umożliwiających zastosowanie niobu w ośrodkach utleniających. Mniejszą natomiast na razie wagę przywiązuje się do opracowania nowych stopów i rozpracowywania procesów metalurgicznych. Trzeba też wspomnieć o próbach wykorzystania pewnych elektrycznych własności niobu, np. nadprzewodności stopów Nb-Zr (20 i 40% Zr).

P e r s p e k t y w y. W okresie najbliższych 5—10 lat oczekuje się stopniowego rozwoju technologii stopów niobu. Z obecnie istniejących stopów niobu można wydzielić trzy grupy, w zależności od ich własności i wiążących się z nimi możliwości zastosowania.

1. Stopy o niskiej wytrzymałości, dobrej obrabialności i dobrej plastyczności w obniżonych temperaturach, niezależnie od postaci. Należą tu Nb-1Zr, D-14 (Nb-5Zr), D-36 (Nb-10 Ti-5Zr), FS-182, B-33 (Nb-5V) i C-103 (Nb-10Ti-1 Hf). Te stopy mogą pracować w temperaturach do 982—1093 °C.

2. Stopy o średniej wytrzymałości, dobrej obrabialności, bardzo dobrej plastyczności w temperaturze pokojowej i dobrej plastyczności w temperaturach obniżonych (w niektórych postaciach). Do tej grupy należy AS-55, B-66, C-129, Cb-752, D-43, FS-85 i SCb-291, które wyka-

Tablica 4. Niektóre własności stopów niobu

Lp.	Oznaczenie stopu	Ciężar właściwy (G/cm ³)	Własności mechaniczne (kG/mm ²)										
			Oznaczenie	Temperatura badania (°C)									
				20	1093	1204	1316	1371	1427	1482	1538	1649	
1	B-65	8,42	R_c	66,8	40,8	24,6	17,6	—	14,7	—	—	—	
			R_m	80,8	45,7	28,1	20,4	—	15,5	—	—	—	
			R_{m-h}	1 godz	—	26,0	17,6	9,8	—	7,7	—	—	—
				10 godz	—	15,3	11,9	4,9	—	4,9	—	—	—
2	Cb-752	9,0	R_c	49,2	21,8	18,3	13,6	—	—	—	—	—	
			R_m	59,1	29,6	22,5	16,1	—	—	—	—	—	
			R_{m-h}	1 godz	—	18,9	14,1	10,5	—	—	—	—	—
				10 godz	—	15,4	11,9	7,7	—	—	—	—	—
				100 godz	—	12,6	9,8	5,6	—	—	—	—	—
3	C-129	9,4	R_c	70,3	27,4	—	—	14,1	—	11,9	—	7,7	
			R_m	78,8	33,0	—	—	15,5	—	12,6	—	8,4	
			R_{m-h}	1 godz	—	19,7	—	11,9	—	—	—	—	—
				10 godz	—	17,6	—	7,0	—	—	—	—	—
4	FS-85	10,8	R_c	66,8	28,8	—	—	—	10,5	—	8,4	—	
			R_m	73,8	32,3	22,5	16,1	—	11,2	—	9,1	—	
			R_{m-h}	10 godz	—	—	13,6	9,1	—	—	—	—	—

zują dobre własności konstrukcyjne w temperaturach do 1316 °C.

3. Do trzeciej grupy należy wysokowytrzymały, trudno obrabialny stop F-48, o małej plastyczności zarówno w temperaturze otoczenia, jak i w temperaturach obniżonych. Dobre własności konstrukcyjne stop ten zachowuje aż do temperatury 1371 °C i znacznie przewyższa pod tym względem stopy drugiej grupy.

Przypuszcza się, że w czasie 5—10 lat z powodzeniem wykorzystana się praktycznie doświadczenia dotyczące pracy części z niobu z pokryciami ochronnymi, co pozwoli dokładniej określić możliwości zastosowania konstrukcyjnych stopów niobu. Współczesne badania przewidują następujące główne dziedziny zastosowań:

a) elementy konstrukcyjne sztucznych satelitów, powracających na Ziemię (pokrycia i osłony ciepłoodporne),

b) osłony i elementy przegrzewaczy parowych reaktorów jądrowych wysokiego ciśnienia,

c) niektóre elementy wylotów silników turbinowych.

d) niektóre urządzenia elektryczne nadprzewodzące i kondensatory.

Tantal i jego stopy

Tantal cechuje bardzo wysoka temperatura topnienia (2996 °C), doskonała obrabialność i plastyczność, także w temperaturach poniżej -255 °C. Istotną wadą tego pierwiastka są niewielkie jego zapasy w przyrodzie (około 1,5% znanych zapasów niobu), duży ciężar właściwy (16,5 G/cm³) i mała odporność na utlenianie w wysokich temperaturach (powyżej 650 °C), co wywołuje konieczność stosowania odpowiednich pokryć ochronnych.

Na skalę przemysłową wytwarzane są obecnie tylko trzy stopy na

osnowie tantalu, a mianowicie Ta-10W, Ta-12,5W i Ta-8W-2Hf, przy czym wszystkie one są produkowane w postaci wlewków, bloczków, płyt, blach, taśm, folii, prętów, drutów i rurek. Niektóre własności tych stopów podano w tablicy 5.

Zasadniczą zaletą przemysłowych stopów tantalu jest ich wysoka wytrzymałość w temperaturach 1370 do 1927 °C w połączeniu z dobrą plastycznością w niskich temperaturach, bardzo dobra obrabialność i co jest bardzo ważne, możliwość spawania.

W stadium prób znajduje się kilka dalszych stopów tantalu takich, jak Ta-30Nb-7,5V, Ta-5W-2,5Mo, Ta-10W-2,5Hf i Ta-10W-2,5Mo (wytwarza się z nich blachy o szerokości 152,4 mm), ale tylko stop Ta-10W-2,5Hf ma niedługo wejść do produkcji przemysłowej.

Czysty tantal znalazł szerokie zastosowanie w kondensatorach elek-

Tablica 5. Niektóre własności stopów tantalu

Lp.	Oznaczenie stopu	Ciężar właściwy (G/cm ³)	Własności mechaniczne w temperaturze (°C)													
			20	1093	1316	1649	1927	2755	2927	20	1093	1316	1649	1927	2705	2927
			R_c (kG/mm ²)						R_m (kG/mm ²)							
1	Ta-10W	16,78	71,0	38,7	24,6	11,2	—	—	—	76,5	42,9	28,1	13,4	—	—	—
2	Ta-12,5W	15,82	59,8	—	—	—	0,98	0,61	71,7	—	—	—	—	1,3	0,65	—
3	Ta-8W-2Hf	16,65	67,5	—	23,2	12,6	7,7	—	—	78,7	—	28,1	14,1	7,7	—	—

trolitycznych i aparaturze chemicznej, od której wymagana jest odporność na działanie chloru i jego związków. Natomiast stopy tantalu są wykorzystywane przede wszystkim jako materiał doświadczalny, dla ustalenia możliwości zastosowania ich w dyszach silników raketowych, raketach balistycznych i sztucznych satelitach (wyjątkiem jest stop Ta-10W, którego pewne, niewielkie ilości są wykorzystywane jako materiał sprężynowy).

Prowadzone badania mają na celu ustalenie optymalnych dodatków stopowych, dzięki którym stopy tantalu będą mogły osiągnąć jeszcze lepsze własności mechaniczne, zarówno w temperaturach podwyższonych, jak i w niskich, przy jednoczesnym zachowaniu dobrej ich obrabialności i spawalności. Prowadzone są również prace nad utwardzaniem dyspersyjnym stopów tantalu, a także nad wprowadzeniem do produkcji przemysłowej stopów obecnie produkowanych na skalę doświadczalną. Inne badania dotyczą możliwości wykorzystania elektrycznych własności tantalu, a w szczególności wytwarzania cienkich płytek oporowych i kondensatorów.

P e r s p e k t y w y. Przypuszcza się, że wytrzymałość stopów tantalu w zakresie temperatur 1538 do 1657 °C będzie znacznie podwyższona, bez pogorszenia innych własności, przede wszystkim drogą dyspersyjnego utwardzania. Jednak ze względu na wysoki koszt tantalu i małe jego zasoby nie należy przewidywać jego wykorzystywania, poza przypadkami, gdzie wymagana będzie jednocześnie wysoka wytrzymałość, spawalność i plastyczność w temperaturach obniżonych.

Beryl

Bardzo interesującym pierwiastkiem ze względu na swoje własności jest metaliczny beryl. Charakteryzuje się on bardzo małym ciężarem właściwym (1,85 G/cm³) i stosunkowo wysoką temperaturą topnienia (1282 °C), wysokim modułem sprężystości (29 500 do 31 000 kG/mm²) wysoką wartością stosunku wytrzymałości do ciężaru właściwego (np. dla kutego berylu o wytrzymałości około 70,0 kG/mm² stosunek ten wynosi 3,75 · 10⁶ cm), wysoką pojemnością cieplną (od 0,44 kal/g °C w temperaturze pokojowej do 0,85 kal/g °C w temperaturze 1200 °C) oraz wysoką przewodnością

cieplną (od 0,420 kal/cm · sek · °C w temperaturze pokojowej do 0,255 kal/cm · sek · °C w temperaturze 500 °C i 0,186 kal/cm · sek · °C w temperaturze 1200 °C). Rozszerzalność cieplna berylu w przybliżeniu odpowiada rozszerzalności cieplnej miękkiego żelaza. Te wszystkie własności spowodowały, że beryl dla lotnictwa i techniki raketowej jest znacznie bardziej interesującym tworzywem niż magnez — jedyny konstrukcyjny materiał zbliżony gęstością do berylu.

Oczywiście beryl wykazuje również kilka cech ujemnych. Należą tu: toksyczność berylu i jego związków, ograniczona plastyczność w niskich temperaturach, a także stosunkowo wysoka cena.

Na razie przemysłowe zastosowanie znalazł beryl technicznie czysty o kontrolowanej zawartości tlenu. Ze względu na stosunkowo małe rozmiary atomów, beryl tworzy stopy typu roztworów stałych tylko z nielicznymi pierwiastkami tak, że prawdopodobieństwo otrzymania przemysłowych stopów berylu jest niewielkie. Dlatego szczególną uwagę skupiono wokół stopów Be-Al, opracowywanych przez firmę Lockheed Aircraft's Missile and Space Co. Chociaż, jak dotąd, opublikowano niewiele danych dotyczących tych stopów, wiadomo że najlepsze wyniki otrzymano w przypadku stopów zawierających 10 do 40% Al. Prawdopodobnie stopy te wytwarzane są na drodze metalurgii proszków i składają się z cząstek berylu rozłożonych w aluminiowej osnowie. Na razie jednak żaden z tych stopów nie został wprowadzony do produkcji na skalę przemysłową czy półprzemysłową.

W USA obecnie produkuje się beryl w postaci prasowanych na gorąco bloków, o własnościach podanych w tablicy 6. Typowy beryl konstrukcyjny zawiera około 1,75%

Tablica 6. Beryl techniczny produkowany w USA

Lp.	Minimalna wartość berylu (%)	Maksymalna wartość BeO (%)	Własności mechaniczne		
			R _m (kG/mm ²)	R _e (kG/mm ²)	A %
1	99,0	0,8	24,6	17,6	1,0
2	98,5	1,2	24,6	19,0	1,0
3	98,0	2,0	28,1	21,1	1,0
4	97,4	3,0	28,1	21,1	1,0

Tablica 7. Własności mechaniczne w podwyższonych temperaturach kutego berylu I-400

Temperatura badania (°C)	R _m (kG/mm ²)	R _e (kG/mm ²)	A (%)
24	77,3	54,1	10
93	70,7	52,7	11
204	61,6	49,2	14
316	52,7	45,5	20
427	43,4	39,9	19
538	36,4	33,6	11
593	34,1	31,5	12

BeO i ma wytrzymałość niewiele wyższą niż 28 kG/mm². Niedawno jednak opracowano specjalnie dla potrzeb systemu sterowania nowy typ berylu o zawartości minimum 4,25% BeO (oznaczony przez firmę Brush symbolem I-400, a przez firmę Beryllium Corp. — HPI-40) i znacznie podwyższonej granicy proporcjonalności. Dodatkową, cenną własnością tego tworzywa jest stabilność wymiarów w zakresie temperatur pracy systemu sterowania. Beryl I-400 z trudnością poddaje się kuciu, ale ma za to cenne własności mechaniczne (tablica 7). Stosunek wytrzymałości na rozciąganie do ciężaru właściwego w temperaturze pokojowej dla przekutego berylu I-400 jest bardzo duży i wynosi 4,2 · 10⁶ cm. Ze wzrostem temperatury do 204 °C stosunek ten obniża się zaledwie do 3,36 · 10⁶ cm, a w temperaturze 538 °C wynosi jeszcze 2,03 · 10⁶ cm.

Prace nad udoskonaleniem berylu I-400 prowadzone są przede wszystkim z myślą o zastosowaniu go na łopatki turbin gazowych samolotów odrzutowych.

Oprócz wysokiej ceny, podstawowymi wadami berylu jako materiału konstrukcyjnego są: ograniczona odkształcalność i (do ostatnich lat) niestalość własności w różnych partiach, w różnych częściach tej samej partii, a nawet w ramach jednej blachy. Osobnym zagadnieniem są trudności związane z łączeniem części berylowych. Dotąd nie udało się osiągnąć w pełni zadowolających połączeń ani na drodze spawania, ani na drodze zgrzewania, dobre wyniki uzyskano natomiast stosując klejenie, ale ze względu na składniki klejów takie połączenia nie mogą pracować w temperaturach wyższych niż 260 °C. W rezultacie najbardziej rozpowszechnioną

obecnie metodą łączenia berylu jest lutowanie twarde.

Jako luty stosuje się bądź cynk (wytrzymałość na rozciąganie złącza wykonanego z blach grubości 2,5 mm zawiera się w granicach 45,5 do 49 kG/mm²), bądź dla pracy w temperaturach podwyższonych stopy Ag-Cu-Li (7,5% Cu), Ag-Li (0,2% Li) i niektóre stopy Ag-Cu. Dla pracy w niskich temperaturach stosuje się także jako luty stopy Al-Si.

W 1962 r. w USA wyprodukowano około 150—200 ton berylu, z czego 10% wykorzystano jako materiał konstrukcyjny, a w 75% w reaktorach jądrowych i urządzeniach atomowych. Oprócz tego, beryl doświadczalnie zastosowano na niektóre części rakiet kosmicznych i sztucznych satelitów, sprężarek silników turbinowych, przyrządów optycznych, urządzeń odprowadzających ciepło, w konstrukcjach komórkowych itd.

Program prac naukowo-badawczych zmierza przede wszystkim do polepszenia własności blach walcowanych i rozszerzenia asortymentu produkcji. Prowadzone badania w większości przypadków dotyczą zagadnienia kruchości berylu i obejmują między innymi analizę wpływu czynników metalurgicznych na przechodzenie berylu ze stanu plastycznego w kruchy, określenie domieszek i wtrąceń w berylu, zbadanie zjawiska rekrytalizacji i rozrostu ziaren, wytworzenie berylu wysokiej czystości i jego kontrolę, wytworzenie drobnoziarnistego berylu z bardzo drobnego proszku itd. Realizowane są także badania dotyczące oczyszczania berylu i rozpracowywane metody analizy jego domieszek.

Perspektywy. Polepszenie własności berylu i stopów Be-BeO prawdopodobnie będzie uzyskane przez zmniejszenie ilości szkodliwych domieszek i zwiększenie dokładności kontroli ilościowej przy wytwarzaniu stopów, a nie dzięki opracowaniu nowych stopów. Dając się zaobserwować w ostatnich latach zmniejszenie zużycia berylu raczej się utrzyma, ze względu na zmniejszenie się liczby nowo budowanych reaktorów jądrowych. Natomiast stosunkowo małe w obecnej chwili zużycie berylu do celów konstrukcyjnych, zwłaszcza w lotnictwie i kosmonautyce, powinno stopniowo wzrastać. Gwałtowny wzrost zużycia berylu jest uwarunkowany zastosowaniem w lotnictwie i kos-

monautyce opracowywanych obecnie stopów Be-Al.

Wolfram i jego stopy

Wolfram stale przyciąga uwagę badaczy jako materiał mogący pracować w temperaturach 1650 °C i wyższych. Szczególnymi jego zaletami jest bardzo wysoka temperatura topnienia (3415 °C) i wyjątkowa wytrzymałość w podwyższonych temperaturach, ujemnymi cechami — duży ciężar właściwy (19,3 G/cm³) i kruchość w niskich temperaturach. Poza tym podobnie jak większość metali trudno topliwych, wolfram w wysokich temperaturach łatwo się utlenia, co powoduje konieczność stosowania specjalnych pokryć ochronnych.

W technice raketowej obecnie częściej stosuje się czysty wolfram niż jego stopy, gdyż czysty wolfram jest łatwiejszy i tańszy zarówno w produkcji, jak i obróbce, a ponadto stopy wolframu dopiero od niedawna zaczęło rozpracowywać. Trzeba też wspomnieć, że umacniające działanie większości pierwiastków stopowych w temperaturach wyższych od 2427 °C silnie się zmniejsza.

Do chwili obecnej najlepiej przebadano dwa rodzaje stopów wolframu. Pierwszy, to stopy zawierające różne ilości molibdenu i będące rozтворami stałymi, drugi — stopy umacniane dyspersyjnymi wydzieleniami ThO₂. W stosunku do czystego wolframu stopy wolfram-molibden mają wyższą wytrzymałość do temperatur rzędu 1930 °C, przy czym do temperatury 1540 °C są to stopy zawierające duże ilości molibdenu (około 50% atom. Mo).

Bardzo interesujący jest stop wolframu z 3% renu i niewielką ilością (do 1%) niobu. Ostatnie badania wykazały, że granica plastyczności przy rozciąganiu tego stopu w temperaturze 1982 °C wynosi 40,6 kG/mm².

Dobre własności mechaniczne (zwłaszcza dobra plastyczność w niskich temperaturach) cechują również stop W-26Re, znany jako materiał na termopary do pomiaru wysokich temperatur. Przeszkodą jednak w zastosowaniu tego stopu jako materiału konstrukcyjnego jest jego wysoki koszt i ograniczone zasoby renu.

Badane są także stopy wieloskładnikowe, np. W-3Mo-1Nb-0,001C i W-20Ta-12Mo. Wytrzymałość na rozciąganie tego ostatniego w tempe-

raty 1650 °C wynosi powyżej 42 kG/mm². Pewne dane doświadczalne otrzymano również dla stopów, zawierających pierwiastki wywołujące umacnianie dyspersyjne. Na przykład, wytrzymałość na rozciąganie stopu W-12,6Nb-0,29V-0,12Zr-0,07C w temperaturze 1927 °C wynosi około 38,5 kG/mm². Stopów wykazujących zadowalającą wytrzymałość w temperaturach powyżej 2760 °C dotąd nie opracowano.

Wolfram w odróżnieniu od molibdenu bardziej efektywnie umacnia się dyspersyjnymi wydzieleniami tlenków niż węglików. Najwyższą wytrzymałość w temperaturach powyżej 2257 °C wykazują znane od 50 lat stopy wolframu umacniane dyspersyjnie ThO₂.

Jako materiał konstrukcyjny wolfram znalazł już zastosowanie na kierownicy turbin silników odrzutowych. Prowadzone są także prace nad innymi zastosowaniami wolframu i jego stopów, m.in. nad wytwarzaniem lanych i kutych łopatek silników turbinowych ze stopów W-Mo oraz prasowaniem części teowych ze stopu W-3Mo.

Prace badawcze dotyczące czystego wolframu skoncentrowane są na zagadnieniach jego metalurgii, oczyszczania i wytwarzania (produkcja szerokich blach, łączenie wolframu) oraz jego pokryć ochronnych. Prace nad udoskonalaniem stopów wolframu zmierzają natomiast do polepszenia ich obrabialności w temperaturze otoczenia i wytworzenia stopów o wyższej wytrzymałości w wysokich temperaturach lub lepszej plastyczności w niskich.

Perspektywy. Przypuszcza się, że w najbliższej przyszłości udoskonalone zostanie wytwarzanie czystego wolframu i znacznie polepszona jego plastyczność, natomiast nie oczekuje się wzrostu wytrzymałości. Z wolframu wytwarzać się będzie części silników i części krąwędzi sterujących, wymagające znacznej wytrzymałości w temperaturach około 2200 °C. Zużycie wolframu w stosunku do obecnego w roku 1970 prawdopodobnie wzrośnie dwukrotnie.

Ze stopów wolframu zastosowanie przemysłowe najszybciej osiągną stopy umacniane dyspersyjnie, gdyż technologia ich wytwarzania jest już dostatecznie rozpracowana. Jednocześnie jednak będą rozpracowywane i przekazywane do produkcji inne stopy wysokowytrzymałe.

SAMOŁOT Z KOMBINOWANYM WIRNIKIEM

Peter F. Girard z firmy Ryan Aeronautical Co. proponuje zastosowanie do samolotów COIN (samoloty przeznaczone do działań w konfliktach lokalnych) o pionowym starcie, skrzydła mającego kształt koła, które mogłyby równocześnie służyć jako wirnik nośny. Umieszczone na obwodzie tego kołowego skrzydła łopaty wirnikowe byłyby w szybkim locie poziomym wciągane do jego wnętrza. Do napędu ma służyć śmigło pchające (proponowany samolot ma układ dwukadłubowy), a na usterzeniu ma być zamocowane śmigło ogonowe, równoważące moment obrotowy pochodzący od wirnika.

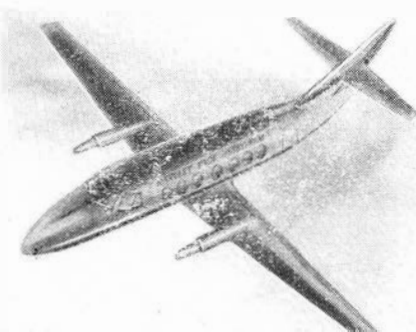
W.K.

MAŁY SAMOŁOT PASAŻERSKI HANDLEY PAGE „JETSTREAM”

Firma Handley Page buduje mały samolot pasażerski na krótkie trasy, mogący również spełniać rolę samolotu służbowego — „Jetstream”.

SAMOLOTY PASAŻERSKIE O DUŻEJ ILOŚCI MIEJSC

Firma Lockheed Georgia Co. opracowuje cywilną odmianę wojskowego samolotu transportowego C-5A. Odmiana ta, nosząca oznaczenie fabryczne L-500, ma być wprowadzona do eksploatacji na początku lat siedemdziesiątych. Przewiduje się budowę czterech pododmian: pododmiana o całkowitej liczbie miejsc 902 (na dolnym pokładzie — 278, na środkowym — 399 i na górnym — 225), przy czym cena biletu w klasie turystycznej ma wynosić 90 dolarów; pododmiana o całkowitej liczbie miejsc 667 (11 kabin prywatnych i 86 miejsc leżących o odstępach 1,30 m na górnym pokładzie, na obu niższych pokładach miejsca o odstępach 0,97 m i dodatkowo duże pomieszczenie klubowe na dolnym pokładzie); pododmiana dla 225 pasażerów na górnym pokładzie i dla towarów na obu niższych pokładach; pododmiana towarowa obli-



W wersji pasażerskiej samolot zabiera 18 do 20 osób, a w wersji służbowej — sześć. Przy prędkości przelotowej 480 km/h na wysokości 9100 m zasięg przekracza 3200 km. Napęd samolotu stanowią dwa turbiniowe silniki śmigłowe Turbomeca „Astazou” lub Lycoming T53 — zależnie od życzenia nabywcy. Amerykańskie przedsiębiorstwo Riley Jetstream Corp. nabyło prawa sprzedaży i obsługi tych samolotów na terenie USA na sumę 7 milionów dolarów.

W.K.

czona na 127 000 kG ciężaru handlowego w komunikacji transkontynentalnej i na 113 000 kG w komunikacji transatlantycznej. Analiza rynków zbytu wykazuje zapotrzebowanie na 30÷40 samolotów pasażerskich i 100 samolotów towarowych tego typu.

Niemniej jednak większym zainteresowaniem cieszą się obecnie samoloty o mniejszej ilości pasażerów. Należy do nich samolot Douglas DC-10, którego model przedstawia załączone zdjęcie. Na swych dwóch pokładach zabiera on łącznie 550 pasażerów lub 91 000 kG ładunku. Napęd stanowią cztery silniki dwuprzepływowe. Podobny samolot buduje firma Boeing (Boeing 747). Linie lotnicze Pan American Airlines zamierzają zamówić w najbliższym czasie 25 samolotów tego rodzaju (zapotrzebowanie Pan American Airlines na samolot L-500 ocenia się najwyżej na dwie sztuki).

W.K.

NOWE DANE PODUSZKOWCA WESTLAND SRN.4

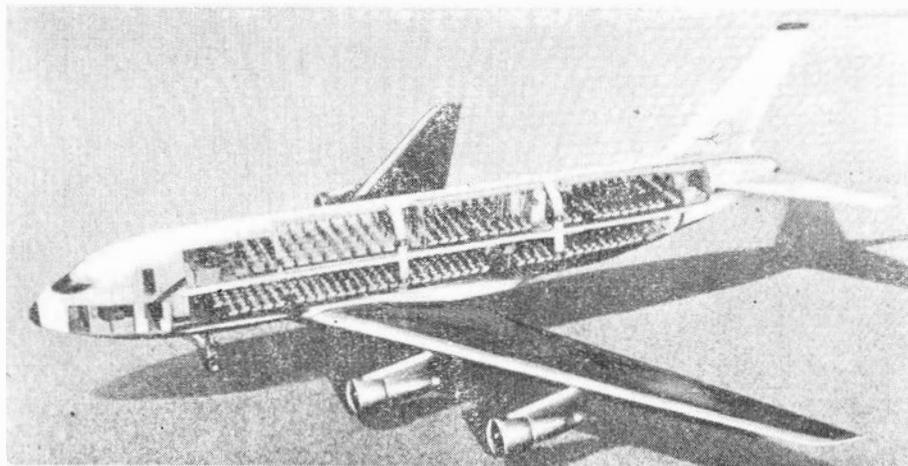
Poduszkowiec Westland SRN.4 w wersji przeznaczonej do komunikacji czysto pasażerskiej ma zabierać 500 pasażerów, a w komunikacji wahadłowej na krótkich odcinkach — 700 do 800 pasażerów. Natomiast w wersji przystosowanej do przewożenia samochodów poduszkowiec mieści 32 samochody i 250 pasażerów. Do napędu poduszkowca służą cztery silniki turbinowe Bristol Siddeley „Marine Proteus” o mocy 3400 KM; jako napęd pomocniczy zastosowano dwa silniki turbinowe Rover IS/90. Ciąg wytwarzają cztery czteropłatowe, przestawialne śmigła o średnicy 5,79 m, a poduszkę powietrzną — cztery wentylatory nośne Westland o średnicy 3,50 m. Pojemność zbiorników paliwowych wynosi 20 460 l. Wymiary i ciężary poduszkowca: długość 39,2 m; szerokość 22,9 m; wysokość na płozach 11,18 m; ciężar nominalny 162 500 kG; ciężar maksymalny 183 000 kG. Osiągi przy ciężarze nominalnym w warunkach ISA: prędkość maksymalna przy bezwietrznej pogodzie 143 km/h; prędkość podróżna 102÷120 km/h przy wysokości fali 1,2 do 1,5 m i 37÷56 km/h przy wysokości fali 2,4 do 3,0 m; zasięg przy bezwietrznej pogodzie 540 km.

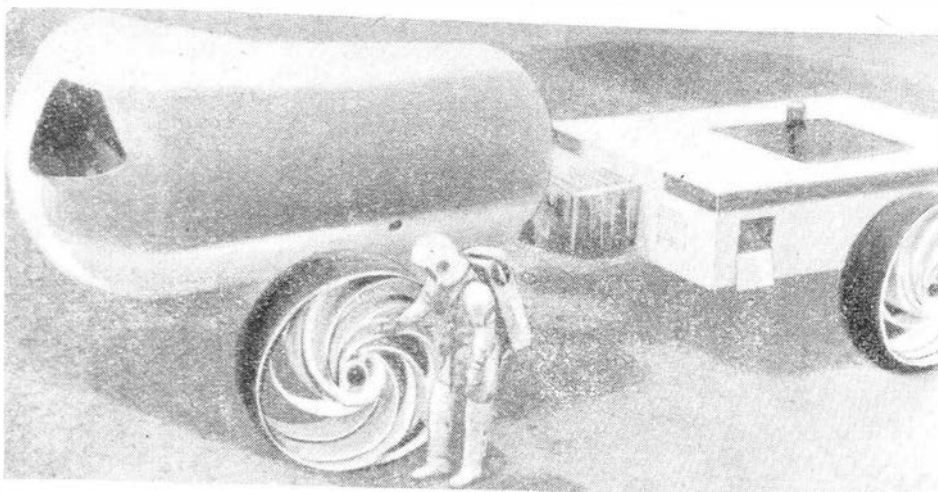
Po jednym poduszkowcu zamówiły dotychczas przedsiębiorstwa komunikacyjne Swedish Loyd Line i Swedish American Steamship Co. Od roku 1968 poduszkowce te mają przewozić samochody na trasie Ramsgate-Calais.

W.K.

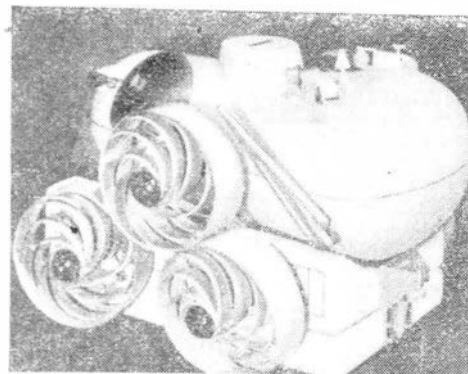
POJAZD DO PRZEPROWADZANIA BADAŃ NA KSIĘŻYCU

Firma Grumman Aircraft Engineering Corp. buduje — początkowo własnymi środkami — prototyp, a równocześnie ruchomy symulator pojazdu do badań Księżyca. Pojazd użytkowy ma być przeniesiony na Księżyc za pomocą pojedynczej rakiety. Dotychczas firma zbudowała stały symulator i naturalnej wielkości makietę dwuczęściowego pojazdu (rys. 1). Podobnie jak symulator, makietę ta służy przede wszystkim do treningu i studiów. Zaprojektowany przez firmę trzyczęściowy pojazd (rys. 2) jest przeznaczony do czteronastodniowych badań przeprowadzanych przez dwóch ludzi, przy czym jego urządzenia do utrzymania życia mają siedmiodniową rezerwę. Poszczególne części pojazdu są zaopatrzone w dwa koła ze spiralnymi szprychami i są ze sobą połączone za pomocą przegubów, umożliwiających sterowane ruchy każdej części względem trzech osi, złożenie pojazdu do transportu w





1



2

rakiecie i rozłączenie części. W przednim członie znajduje się pomieszczenie załogi. Człon ten jest zabezpieczony przed meteorytami i

promieniowaniem, ma objętość 9,91 m³ i spoczywa na kołach o średnicy 1,83 m. Środkowy i tylny człon, o objętości odpowiednio 8,65 i 4,44 m³, zawierają źródła prądu i przyrządy naukowe; koła tych członów mają średnicę 1,52 m. Wszystkie koła są napędzane oddzielnymi silnikami elektrycznymi. Maksymalna prędkość pojazdu wynosi 8 km/h. Do wytwarzania prądu służą cztery baterie paliwowe o mocy 0,9 kW każda. Jedna z baterii — znajdująca się w środkowym członie — jest awaryjna; jest ona włączana np. w przypadku konieczności oddzielenia tylnej części pojazdu. Klimatyzowana kabina załogi ma oddzielne pomieszczenie do pracy i pomieszczenie do kierowania wyposażone w dwa fotele. **W.K.**

FRANCUSKI SATELITA D.1A

Satelita D.1A jest drugim francuskim satelitą zaprojektowanym zgodnie z wytycznymi Centre Nationale d'Etudes Spatiales i równocześnie drugim satelitą wystrzelonym na orbitę za pomocą francuskiej rakiety „Diamant” (17 lutego 1966 roku), można go jednak uważać za pierwszego satelitę wykonanego całkowicie we Francji.

Satelita D.1A o ciężarze 40 kG składa się z dwóch części: z właściwego satelity i z grupy przyrządowej. W skład właściwego satelity o ciężarze 20 kG wchodzi korpus główny oraz ruchome i odrzucane elementy, jak ramy z przetwornikami energii słonecznej i anteny. Korpus główny ma kształt cylindra o średnicy 0,5 m i wysokości 0,20 m. Do dolnej pokrywy są zamocowane przegubowo cztery prostokątne ramy — o wymiarach 0,42 × 0,21 m — z przetwornikami energii słonecznej. Na górnej pokrywie znajdują się cztery anteny o długości 0,75 m, służące do przekazywania danych telemetrycznych i do odbioru sygnałów sterujących. Zamocowana między nimi antena o długości 0,2 m — ustawiona w kierunku osi podłużnej satelity — wysyła sygnały o częstotliwości 400 MHz, które wykorzystuje się do przeprowadzania po-

miarów dopplerowskich. Siły od rakiety nośnej przynosi na satelitę centralna rura, do której jest przymocowana platforma z urządzeniami elektrycznymi. Od dołu satelity jest zamknięty stożkową pokrywą, która łączy równocześnie satelitę z grupą przyrządową. Korpus i dolna pokrywa są wykonane z magnezu, płyta, na której są zamocowane urządzenia elektroniczne, z materiału przekładkowego.

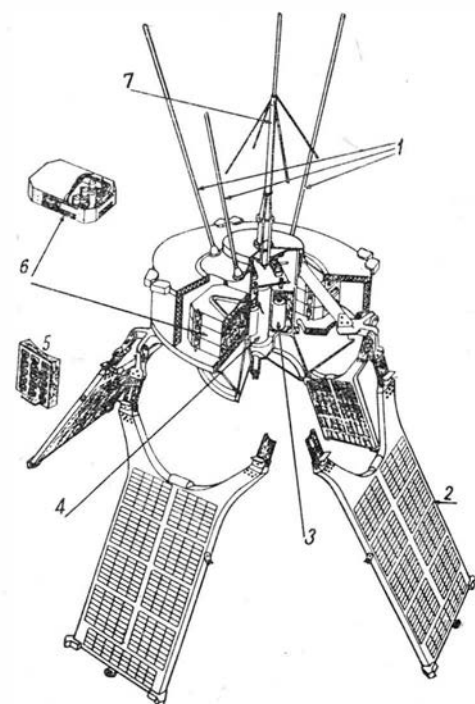
Do zaopatrzenia przyrządów w prąd służą przetworniki energii słonecznej i bateria chemiczna. Na czterech ramach znajduje się łącznie 2304 przetworniki energii słonecznej, przy czym są one umieszczone po obu stronach każdej z ram. Przetworniki są chronione przed mikrometeorytami i promieniowaniem kosmicznym warstwą szkła o grubości 0,15 m. Połączenie przetworników między ramami jest równoległe. Ośmiu szeregowo połączonych ogniw niklowo-kadmowych tworzy baterię o pojemności 3,5 Ah. Zapotrzebowanie mocy wynosi normalnie 2,8 W, a przy włączonym urządzeniu Dopplera — 5,2 W.

Grupa przyrządowa ma ciężar 19 kG i łączy trzeci stopień rakiety z satelitą. Zawiera ona przyrządy i urządzenia kontrolujące pracę trze-

ciego stopnia, a od chwili osiągnięcia orbity — sterujące pracą urządzeń satelity (np. za pomocą ładunków wybuchowych powodują one odrzucenie osłon, rozłożenie ram z przetwornikami, oddzielenie satelity), a w końcu określające tor jego lotu. Pierwsze zadanie spełnia nadajnik telemetryczny, drugie — elektroniczne urządzenie programowe, a do określania toru satelity służy transponder. Źródłem prądu jest siedem baterii o napięciu 28 V. Obudowa grupy przyrządowej przenosi obciążenia z rakiety nośnej na satelitę i jest wykonana ze stopu magnezowego.

W czasie startu ramy z przetwornikami energii słonecznej są odchylone do góry i przytrzymane w tym położeniu specjalną liną. Na orbicie, po odrzuceniu osłony, ładunek wybuchowy zwalnia linę i ramy pod działaniem siły odśrodkowej ustawiają się pod kątem 45° do osi podłużnej satelity. Ponieważ satelita oddziela się od grupy przyrządowej dopiero po rozłożeniu się ram z przetwornikami, trzeba było zwrócić szczególną uwagę na to, aby w czasie rozdzielania nie zostały uszkodzone przetworniki energii. W tym celu przed rozdzielaniem się satelity i grupy przyrządowej od trzeciego stopnia rakiety ruch obrotowy trzeciego stopnia zostaje zmniejszony do 35 obr./min. Gdy satelita znajdzie się w bezpiecznej odległości od trzeciego stopnia i grupy przyrządowej, spiralna sprężyna zwiększa jego prędkość obrotową.

Satelita D.1A ma spełniać zarówno zadania techniczne, jak i naukowe. Do pierwszych należy spraw-



1 — anteny nadawczo-odbiorcze do przekazywania danych pomiarowych i przyjmowania sygnałów sterujących; 2 — ramy z przetwornikami energii słonecznej; 3 — bateria chemiczna; 4 — oscylator; 5 — naklejona na korpusie satelity płyta z doświadczalnymi przetwornikami energii słonecznej; 6 — urządzenia elektroniczne; 7 — antena nadawcza

dzenie czy wyprodukowane przez przemysł francuski urządzenia będą zadowalająco pracować w ciężkich warunkach kosmicznych. Ma być poza tym zbadany wpływ promieniowania kosmicznego na pracę przetworników energii słonecznej w energię elektryczną. W tym celu zamocowano na obudowie satelity piętnaście przetworników energii, z których część jest chroniona przed promieniowaniem a część jest wystawiona na promieniowanie. Jeżeli chodzi o stronę naukową, to satelita ma zadanie prowadzenia badań

geodezyjnych. Jego sygnały o bardzo stabilnej częstotliwości służą do pomiarów systemem Dopplera i określania w ten sposób prędkości satelity. Z pomiarów tych, z danych uzyskanych za pomocą stacji naziemnych na temat odległości i kierunku i z fotografii można określić bardzo dokładnie tor satelity, a stąd pole grawitacji ziemskiej.

Na początku roku 1967 Francja zamierza wprowadzić na orbitę satelitę D.1C.

W.K.

SILNIK DWUPRZEPLYWOWY Z PRZESTAWIALNYMI DYSZAMI I SPALANIEM W ZEWNĘTRZNYM STRUMIENIU

Upłynęło już siedem lat od czasu zastosowania dwuprzepływowego silnika z przestawialnymi dyszami wylotowymi Bristol Siddeley BS.53 „Pegasus” na poddźwiękowym myśliwcu pionowego startu Hawker Siddeley P.1127 „Kestrel”. W międzyczasie przystąpiono w Anglii do rozwoju naddźwiękowego samolotu szturmowego pionowego startu z podobnym układem napędowym. W związku z tym stało się konieczne opracowanie systemu spalania w zewnętrznym strumieniu silnika w celu zwiększenia ciągu. W zastosowaniu do silników z przestawialnymi dyszami system ten otrzymał w języku angielskim nazwę „Plenum Chamber Burning” (PCB), gdyż jest to spalanie w komorach zbiorczych. Ogólny układ silnika dwuprzepływowego z przestawialnymi dyszami i spalaniem w zewnętrznym strumieniu pokazuje rysunek 1.

Jeszcze przy projektowaniu silnika „Pegasus” napotkano na szereg trudności przy projektowaniu przestawialnych dysz wylotowych, ponieważ w dyszach tych istnieją niekorzystne gradienty ciśnień w warstwie przyściennej. Dzięki temu, że udało się przekrój krytyczny umieścić w przekroju wylotowym dyszy, uniknięto skomplikowanego kształtu dyszy zbieżno-rozbieżnej. Ponieważ zadaniem przestawialnych

dysz wylotowych jest nie tylko przyspieszenie strumienia, lecz również nadanie mu odpowiedniego kierunku, ich sprawność zależy w dużym stopniu od wyboru najwłaściwszej palisady kierowniczej. Następnie należy znaleźć optymalny — ze względu na rozwój warstwy przyściennej — kształt dyszy między palisadą a płaszczyzną obrotu. Jest rzeczą oczywistą, że najbardziej niekorzystne warunki panują wzdłuż najkrótszego odcinka. W płaszczyźnie obrotu dysza wykazuje przekrój kołowy, podczas gdy na wylocie przekrój jest zbliżony do prostokąta. Znaczne trudności sprawiło również kształtowanie kanału łączącego pierścieniowy wylot ze sprężarki niskiego ciśnienia z kołowymi przekrojami wlotowymi obu dysz. Z aerodynamicznego punktu widzenia wystarczający był prosty kanał boczny, gdyż powodowane przez niego straty ciśnienia dynamicznego nie przekraczają 15%. Z drugiej jednak strony powoduje on zaburzenia w obwodowym rozkładzie ciśnienia statycznego w „górze prądu”, co wywołuje silne drgania łopatek sprężarki niskiego ciśnienia. Zagadnienie to rozwiązano przez zastosowanie tłumiących drgania półek na łopatkach sprężarki i przez zastąpienie kanału bocznego komorą zbiorczą. Różnicę między prostym

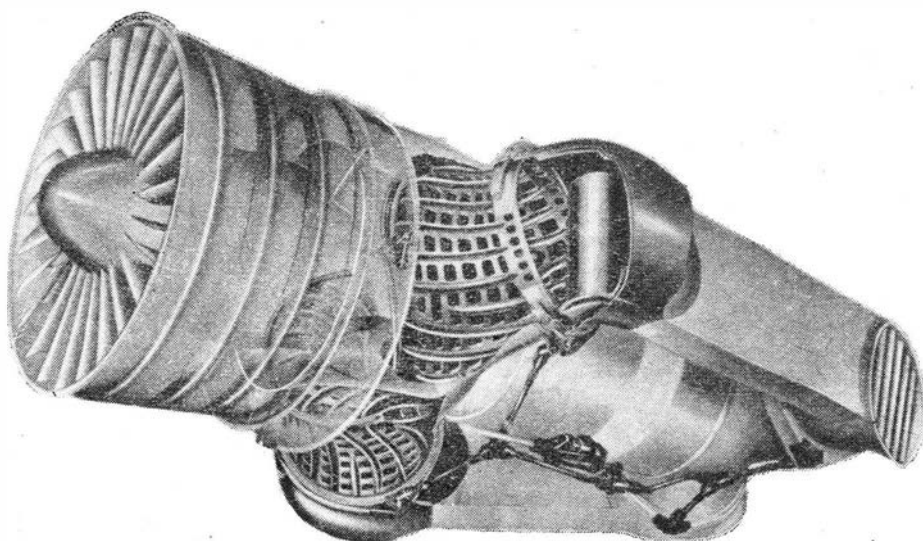
kanałem bocznym a komorą zbiorczą przedstawia rysunek 2. Jak można było oczekiwać, komora zbiorcza zwiększyła straty ciśnienia, wyeliminowała jednak pozostałe trudności.

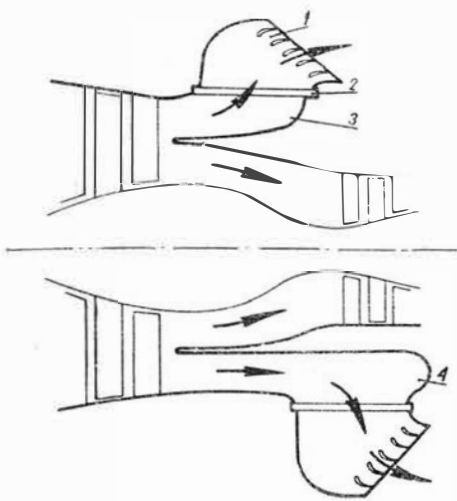
Konstrukcja komory spalania wymagała wielu lat badań. Przede wszystkim należało znaleźć kompromis między objętością przestrzeni spalania a wymiarami zewnętrznymi, aby z jednej strony zapewnić stateczne spalanie, a z drugiej — utrzymać możliwie jak najmniejszy przekrój czołowy silnika. Należy poza tym pamiętać, że spalanie odbywa się przy stosunkowo niskim ciśnieniu i temperaturze.

Na rysunku 1 widać dwie duże komory spalania umieszczone w komorach zbiorczych i mechanizm do przestawiania dysz wylotowych. Zgodnie z doświadczeniami nabytymi przy budowie silników strumieniowych podzielono komorę zbiorczą na dwie części: w strefie pierwotnej powstają stateczne żagwie zapłonowe, które powodują przedostawanie się frontu płomienia do strefy wtórnej, tak że przed wlotem do dyszy istnieje stateczne pole spalania. W początkowej fazie spalania paliwo jest wtryskiwane tylko do strefy pierwotnej, dopiero później również do strefy wtórnej. Jak widać na rysunku 3, komora spalania nie ma dużych płaskich powierzchni, które wymagałyby chłodzenia. Na rysunku widać również przewody i wtryskiwacze paliwowe strefy pierwotnej i wtórnej.

Prace doświadczalne ze spalaniem w strumieniu zewnętrznym firma Bristol Siddeley rozpoczęła w roku 1961. Do badań wykorzystano m. in. dwuwymiarowe modele z plexi (rysunek 4), za pomocą których obserwowano przepływ przez komorę spalania. Trójwymiarowe modele z plexi umożliwiły dokładne zbadanie przepływu, wynikiem czego było zmniejszenie strat ciśnienia w komorze. W oparciu o wyniki tych badań zbadano modele metalowe w celu przestudiowania charakterystyk spalania i stateczności frontu płomienia. W końcu przeprowadzono pomyślne próby komór spalania zabudowanych na stoisku badawczym (rysunek 5). Prace doświadczalne umożliwiły zbudowanie silnika BS.100 — pokazanego na rysunku 6 — który do końca 1965 roku wykazał się 18 miesiącami prób uwieńczonych pełnym powodzeniem.

Jak już wspomniano, prace nad silnikiem ze spalaniem w zewnętrznym strumieniu firma Bristol Siddeley zapoczątkowała w związku z projektem naddźwiękowego samolotu szturmowego (Hawker Siddeley P. 1154). Wprawdzie później projekt ten został zaniechany, jednak wydaje się, że pięcioletni okres badań zagadnienia spalania w zewnętrznym strumieniu nie był daremny. Wykorzystanie wyników tych badań jest bowiem możliwe w silnikach do poddźwiękowego samolotu pionowego startu.





2

Spalanie w strumieniu zewnętrznym ma następujące decydujące zalety:

— zwiększa się znacznie stosunek ciągu do ciężaru silnika;

— zwiększa się stosunek ciągu startowego do optymalnego ciągu trwałego, dzięki czemu zmniejsza się zużycie paliwa w warunkach przelotowych — w porównaniu z silnikiem z przestawialnymi dyszami bez spalania w zewnętrznym strumieniu, który w tych warunkach musi być silnie dławiony (odnosi się to do samolotów bez dodatkowych silników nośnych);

— zwiększają się przyspieszenia samolotu w zakresie przydźwiękowych prędkości lotu, jak również zwiększa się naddźwiękowa prędkość przelotowa.

Ponieważ komora spalania obiegu zewnętrznego pracuje przy niskich temperaturach wlotowych, podgrzanie powietrza do temperatury tylko około 1200°K powoduje znaczny

wzrost ciągu przy stosunkowo niedużym przyroście zużycia paliwa. Temperatura taka leży znacznie poniżej stosowanych obecnie temperatur dopalania i dzięki temu nie stwarza żadnych problemów materiałowych i pozwala uniknąć stosowania chłodzenia dyszy.

Jako napęd samolotów bojowych pionowego startu wchodzi pod uwagę trzy różne układy:

— jeden silnik z przestawialnymi dyszami bez spalania w zewnętrznym strumieniu i kilka silników nośnych;

— jeden silnik z przestawialnymi dyszami bez spalania w zewnętrznym strumieniu;

— jeden silnik z przestawialnymi dyszami ze spalaniem w zewnętrznym strumieniu.

Ciężar całkowity samolotu zależy w dużym stopniu od stosunku ciągu do ciężaru silnika. Silnik z przestawialnymi dyszami bez spalania w zewnętrznym strumieniu wykazuje obecnie stosunek ciągu do ciężaru 6:1, przy czym przewiduje się zwiększenie tego stosunku do 8:1. Dla silników nośnych stosunki te wynoszą odpowiednio 16:1 i 24:1. W przypadku silnika z przestawialnymi dyszami i spalaniem w zewnętrznym strumieniu stosunek ciągu do ciężaru osiąga obecnie wartość 13:1, a w przyszłości wzrośnie do 19:1. Oparta o te wartości analiza wykazała, że układ napędowy z silnikiem z przestawialnymi dyszami i spalaniem w zewnętrznym strumieniu jest równoważny pod względem ciężaru całkowitego sa-

molotu układowi z silnikiem z przestawialnymi dyszami i bez spalania w zewnętrznym strumieniu i z silnikami nośnymi oraz jest korzystniejszy pod względem łatwości obsługi i ze względu na mniejszą erozję gruntu w czasie prób silnika przed startem, które przeprowadza się z dyszami ustawionymi poziomo. Oba układy górują znacznie nad układem z jednym silnikiem z przestawialnymi dyszami i bez spalania w zewnętrznym strumieniu, który jest poza tym mniej korzystny pod względem jednostkowego zużycia paliwa w warunkach przelotowych.

W.K.

POCIĄG NAPĘDZANY LOTNICZYMI SILNIKAMI TURBINOWYMI

Szereg firm lotniczych zaczęło opracowywać projekty lekkich i szybkich pociągów. Fabryka samolotów United Aircraft proponuje zastosowanie do szybkich pociągów lotniczych silników turbinowych Pratt-Whitney PT6 o mocy 500 KM. Przy zastosowaniu jako paliwa zwykłego oleju diesla moc tych silników zmaleje do 445 KM. Różnica się przeniesienie napędu za pomocą przekładni elektrycznej lub mechanicznej. Pociąg projektowany przez fabrykę United Aircraft noszący oznaczenie TMT-5D ma się składać z pięciu wagonów — w tym dwa wagony silnikowe na końcach. Główną zaletą projektu jest mały ciężar wynoszący połowę ciężaru konwencjonalnego pociągu. Uzyskana prędkość ma wynosić 200—250 km/godz.

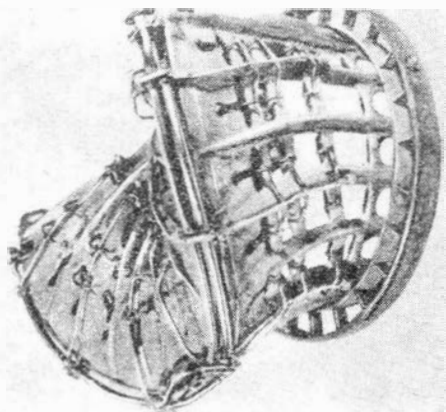
Konstrukcja wagonów wzorowana jest na kadłubach samolotów. Jest ona w zasadzie aluminiowa ze szkieletem z rur stalowych. Fotele są obracane i pochylane jak w samolotach, oświetlenie i nawiew za pomocą wentylatorów jest indywidualny — całe wnętrze jest klimatyzowane. Wszystkie instalacje i urządzenia łatwo dostępne i wymienne.

System zawieszenia i układ podwozia jest tu rewelacją. Pudło wagonu jest zawieszane na podwoziu powyżej swego środka ciężkości.

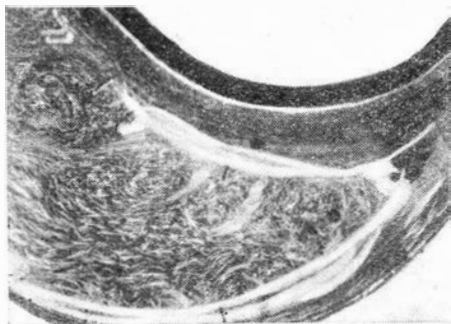
Podwozie ma rodzaj stojaków na końcach i na nich, na amortyzatorach, wisi nadwozie tworząc rodzaj „kołyski”. W ten sposób na zakrętach podłoga pochyla się i pasażerowie nie odczuwają tak silnie działania siły odśrodkowej.

Podwozie w normalnych wagonach kolejowych składa się z dwóch par wózków, każdy przy jednym z końców wagonu. Przy zakręcie dzięki tarcia kół o szyny wózki na swym centralnym sworzniu obracają się ustawiając się stycznie do szyn. Koła zużywają się przy tym i powstaje dokuczliwy hałas.

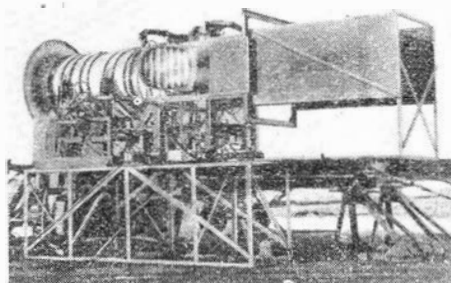
W „lotniczym” wagonie para kół na wspólnej osi umieszczona jest



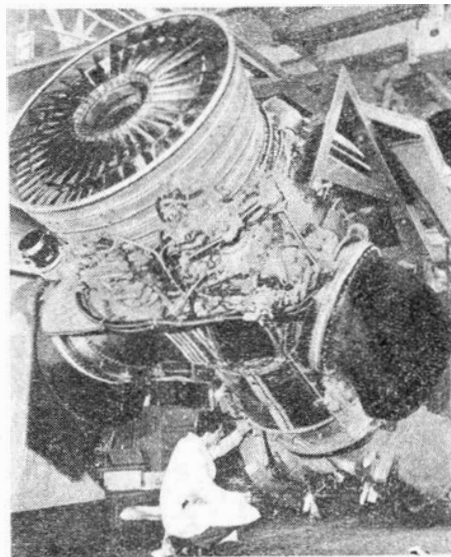
3



4



5



6

pod przegubem łączącym sąsiednie wagony. Przy zakręcie osie podłużne wagonów załamują się względem siebie, rozciągające się zaś zewnętrzne elementy sprężyste i ściskane elementy wewnętrzne za pomocą układu dźwigni ustawiają automatycznie koła styknie do toru.

Dwa silniki napędowe mieszczą się w dolnej części wagonu silnikowego. Napędzane są cztery koła dwuosowego wózka w przedniej części wagonu silnikowego (jak widać, wagon silnikowy ma zwykle dwuosowe wózki).

Wagon silnikowy ma również silnik elektryczny sieciowy, który będzie się włączał w rejonie Nowego Jorku, gdzie dozwolona jest jedynie trakcja elektryczna. Cały pociąg stanowi jakby jeden wagon — korytarz biegnie przez całą długość nawet przez wagony silnikowe.

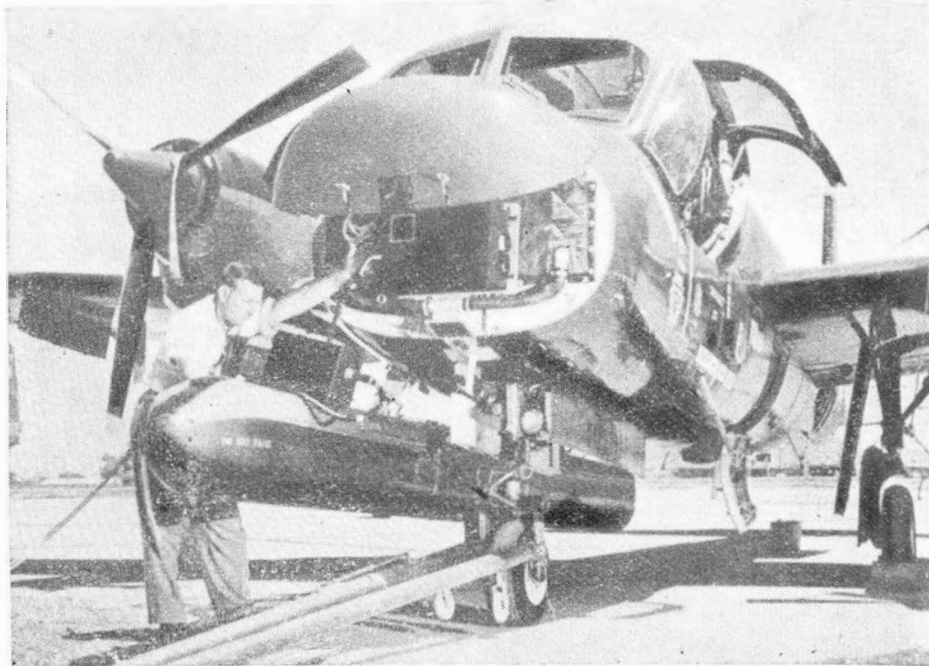
Taki pięciowagonowy pociąg będzie przewoził 250 pasażerów, w wersji zaś siedmiowagonowej 325 pasażerów. Koszt eksploatacji pociągu TMT-5D będzie o 30% niższy od kosztu eksploatacji konwencjonalnego pociągu.

Z. Br.

WYPOSAŻENIE ROZPOZNAWCZE SAMOLOTU GRUMMAN „MOHAWK”

Jednym z najbardziej nowoczesnych systemów rozpoznawczych jest zintegrowany system samolotu Grumman „Mohawk”. Składa się on z kamer, urządzeń elektronicznych (radar o zobrazowaniu bocznym i przrządy na podczerwień) i z odpowiednich urządzeń naziemnych. System został opracowany przez U.S. Army, aby zapewnić dowódcom wysuniętych jednostek bojowych środki rozpoznania, które mogłyby bardzo szybko dostarczać informacji na temat ruchów drobnych oddziałów nieprzyjacielskich w ciemnościach i w dowolnych warunkach atmosferycznych. Samolot „Mohawk” jest budowany w trzech odmianach: OV-1A do rozpoznania wizualnego, OV-1B z radarem o zobrazowaniu bocznym o dużym zasięgu i OV-1C z urządzeniami na podczerwień. Wszystkie te odmiany są poza tym wyposażone w kamery do zdjęć w dzień i w nocy; niektóre samoloty mają kamerę panoramiczną skierowaną do przodu.

Radary o zobrazowaniu bocznym AN/UPB-2 samolotów OV-1B zostały zbudowane przez firmę Motorola.



2

Jest on tranzystorowany i składa się z właściwego radaru AN/APS-94 i urządzenia przekazującego AN/AKT-13, które przesyła obrazy radarowe do naziemnego odbiornika AN/ATC-2. Zarówno urządzenie przekazujące na samolocie, jak i odbiornik na ziemi są wyposażone w ekran. Obsługa radaru jest półautomatyczna, dzięki czemu od

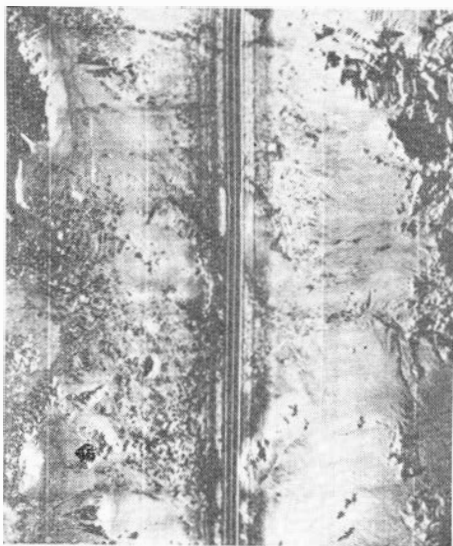
obserwatora nie wymaga się rozleglejszej wiedzy technicznej.

Obrazy radarowe są nanoszone na taśmie filmowej o szerokości 7 cm, 24 cm lub 12,7 cm albo na filmie płaskim o wymiarach 10 × 12,7 cm. Filmy są wywoływane na samolocie, przy czym negatyw jest dostarczany w ciągu 10 do 90 sek. Dzięki zastosowaniu stosunkowo małej prędkości obrotu anteny radarowej obraz jest bardzo „skondensowany”, co umożliwia przesyłanie go na częstotliwościach fonii. Urządzenie na ziemi przetwarza odbierane sygnały na obraz w pełni identyczny z obrazem radarowym.

Radary są wyposażone w dwie anteny, które są umieszczone we wspólnej gondoli zamocowanej pod kadłubem samolotu. Charakterystyka promieniowania anteny ma kształt wąskiego promienia o kącie poniżej 1°. Promień ten omiata ziemię aż do horyzontu, przy czym obraz powstaje z oddzielnych pasów terenu. Każda z anten obejmuje teren leżący po jednej stronie osi podłużnej samolotu; anteny mogą pracować razem lub oddzielnie.

Radary o zobrazowaniu bocznym mogą spełniać dwa zupełnie różne zadania: 1) może służyć do wykonywania kartograficznych zdjęć najważniejszych topograficznych szczegółów dużego, obsadzonego przez nieprzyjaciela terenu, w dzień i w nocy; 2) przy zastosowaniu większej skali może wykrywać na ziemi stałe i ruchome cele.

Przy zdjęciach kartograficznych mogą występować dwa rodzaje błędów. Pierwszy z nich jest spowodowany trawersem samolotu (wskutek bocznego wiatru), drugi wynika z nieodpowiedniej synchronizacji przesuwu filmu z prędkością samolotu względem ziemi. Oba błędy można wyeliminować przez zastosowanie urządzenia nawigacyjnego



3



Dopplera, które mierzy kąt trawersu i prędkość względem ziemi.

Jako środek rozpoznania radar o zobrazowaniu bocznym różni się pod wieloma względami od konwencjonalnych metod rozpoznania fotograficznego. Najważniejszą różnicą jest stosunkowo duże „przekrycie” terenu. Ponieważ radar jest w zasadzie przyrządem do pomiaru odległości, jego zasięg odpowiada teoretycznie odległości do horyzontu. Samolot lecący na wysokości 900 m może rejestrować szczegóły znajdujące się w odległości 80 km po obu stronach samolotu. Dzięki temu w czasie jednego lotu można uzyskać obrazy obejmujące obszar o powierzchni powyżej 78 000 km kwadratowych, na co wystarcza taśma filmu o długości poniżej 60 cm.

MASZYNA MATEMATYCZNA ODCZYTUJE RENTGENOGRAMY SPOIN

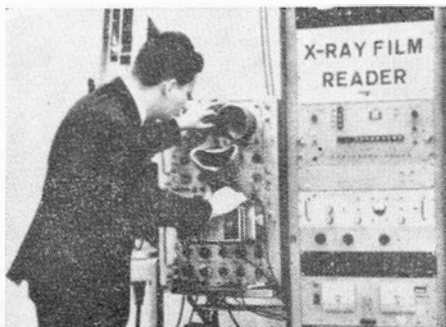
Kontrola spoin stanowi, zwłaszcza w budowie statków kosmicznych i rakiet, szczególnie poważny problem i to z dwóch powodów: a) pewności złącza i b) pracochłonności samej kontroli rentgenogramów. Każda rakietka typu „Saturn” wymaga około 1,5 km spoin. Firma Lockheed Missile and Space Co. zastosowała maszynę matematyczną, która pozwoliła na skrócenie do 10% czasu analizy rentgenogramów. Film o długości 33 m sprawdzany jest automatycznie w ciągu 40 min, podczas gdy analiza prowadzona przez człowieka wymaga 7,5 godz. Sam proces analizy przebiega w ten sposób, że rolka filmu o szerokości 70 mm i o długości, najczęściej, 30 m zostaje naświetlona za pomocą aparatu Rentgena i następnie wywołana maksymalnie kontrastowo. Po wywołaniu film wprowadzany jest do projektora, gdzie pojedyncza klatka, o wymiarach 23 × 30 mm, rzutowana jest na lampę telewizyjną, gdzie jest liniowo analizowana za pomocą strumienia elektronów (analogicznie do tworzenia obrazu w lampie kineskopowej). Z uwagi na różne zaczerwienienia w miejscach wad i zdrowej spoiny następują zmiany napięciowe w strumieniu elektronów. Ta funkcja napięciowa po wzmocnieniu wprowadzana jest do urządzenia będącego połączeniem aparatury Video i maszyny cyfrowej, co jest sercem omawianego systemu. Tu następuje wtórna analiza strumienia i po przepuszczeniu go przez filtr nieliniowy oraz siatkę zaporową otrzymuje się albo sygnał sześciowoltowy, albo brak sygnału, zależnie od zaczerwienienia. Klatka filmu podlega rozłożeniu na 381 linii, a każda linia na 230 punktów, a więc obraz rozłożony jest na 87 360 punktów, z których każdy może być zanoto-

W Wietnamie samoloty „Mohawk” OV-1B są stosowane do wykrywania ruchów nieprzyjacielskich pojazdów na dużych przestrzeniach. Dawniej można to było osiągnąć tylko za pomocą dużej ilości zdjęć, które musiały być opracowywane oddzielnie. Pochłaniało to wiele czasu, wykluczając możliwości zwalczania ruchomych celów. System stosujący radar o zobrazowaniu bocznym rozwiązał skutecznie ten problem.

Załączone zdjęcie przedstawia obraz radarowy okolic miasta Phoenix w Arizonie. Teren nie objęty przez oba promienie radarowe bezpośrednio pod samolotem występuje na zdjęciu jako czarny pasek.

W. K.

wany jako 1 lub 0 zależnie od zaczerwienienia. Dzięki takiemu zagęszczeniu możliwe jest rejestrowanie wad o wymiarach 1 × 0,25 mm lub dwóch wad o wymiarach 0,25 × 0,25 mm, jeśli odległość między nimi jest mniejsza niż 2,5 mm. Maszyna ustawiona jest na prowadzenie podwójnej analizy: a) z uwagi na wtrącenia obcych ciał, np. elektrod wolframowych — zmiana w



stonowaniu zaczerwienienia, zwykle obniżenie zaczerwienienia; b) z uwagi na porowatość, pęknięcia itp. — wzrost zaczerwienienia. Maszyna drukuje wyniki w formie ilości wad, ich rodzaju, wielkości oraz wzajemnego rozmieszczenia — podaje więc dane będące ścisłymi odpowiedziami na warunki techniczne dla spoin. Jej program i sposób analizy oraz podanie wyników może być ściśle zsynchronizowane z wymaganiami stawianymi spoinom. Analiza prowadzona przez maszynę matematyczną jest znacznie dokładniejsza i skrupulatniejsza od oceny przez człowieka, a równocześnie pozbawiona subiektywnych odczuć oraz zjawiska zmęczenia. Na zdjęciu pokazana jest aparatura w czasie analizy rentgenogramu.

A. G.

KRONIKA

● Nowe władze Klubu Seniorów Lotnictwa, wybrane na walnym zebraniu członków Klubu w „Szkołę Orłąt” w Dęblinie ukonstytuowały się następująco: Zarząd:

prezes — Medard Konieczny
I wiceprezes — Czesław Szczeciński
II wiceprezes — Adam Kurowski
sekretarz — Kazimierz Haber
z-ca sekretarza — Julian Stachórski
skarbnik — Józef Werakso
z-ca skarbnika — Władysław Dzieciotowski

Członkowie: R. Bartel, Zb. Burzyński, G. Sidorowicz, St. Jensen, E. Paszkowski, A. Mroczkowski, L. Schultz, K. Gaszyn.

Komisja Rewizyjna: przewodniczący — M. Zabłocki, członkowie — W. Litwinowicz, St. Olszówka, L. Wasilewska, E. Peterek.

Sąd Koleżeński: przewodniczący — Fr. Janik, członkowie — St. Pauluc, E. Prusiecki, W. Pniewski, S. Marcinkowski.

● Instytut Lotnictwa obchodzi w bieżącym roku XX-lecie pracy w PRL. Z okazji tego jubileuszu Redakcja TL i A składa tej zasłużonej placówce naukowo-badawczej serdeczne życzenia pomysłowego rozwoju w dziedzinie działalności poświęconej polskiemu lotnictwu. O specjalnym zeszycie „Biuletynu Informacyjnego IL”, wydanym w związku z jubileuszem, piszemy w rubryce „Na półkach księgarskich”.

● Popularny periodyk „Skrzydła Polska” przez szereg tygodni zapoznawał swoich czytelników z sylwetkami trzydziestu posiadaczy odznaki „Zasłużony Działacz Lotnictwa Sportowego”. Galerię zasłużonych otwierają członkowie KSL — piloci: Medard Konieczny, Janusz Meissner, Jan Nagórski, Michał Scipio del Campo, Gustaw Sidorowicz i Paweł Zolotow.

● XII Szybowcowe Mistrzostwa Polski wyłoniły mistrza na 1966 r. Został nim ponownie E. Makula z Aeroklubu Katowickiego. Zawody odbywały się w Lesznie przez 2 tygodnie czerwca. W mistrzostwach uczestniczyło 39 pilotów. Drugą lokatę otrzymał Muszczyński z Ostrowa Wlkp. Zawodnik z Warszawy (J. Pieczeuski) uplasował się na 6 miejscu. Jan Wróblewski brał udział w zawodach poza konkursem i zdobył o 400 punktów (10%) więcej niż mistrz Makula.

● Ukoronowaniem 20-letniej działalności Szybowcowego Zakładu Doświadczalnego jest szybowiec treningowo-wyczynowy „Pirat”. Ten trzydziesty z kolei typ szybowca skonstruował zespół SZD pod kierownictwem inż. J. Smielkiewicza. Szybowiec jest dopuszczony do lotów w chmurach, wysokościach, akrobacji i przelotów. Adam Ziętek pilot doświadczalny pozytywnie ocenił nową konstrukcję. SZD.30 był eksponowany na MTP.

● Samolotowym Mistrzem Polski w Akrobacji na 1966 r. został E. Mikołajczyk z Aeroklubu Gliwickiego. W zawodach wzięło udział 18 pilotów. Rozegrało pięć konkurencji. Drugie miejsce zajęł w zawodach St. Kasperk ze Świdnika, trzecie — St. Studencki z Zielonej Góry. Zwycięzca w ciągu 6 lat wykonał około 1000 wiązań akrobatycznych.

● Samolotowy Rajd Dziennikarzy i Pilotów dzięki udziałowi cudzoziemców (w tym roku: Czechów, Jugosłowian i Niemców) oraz walorom lotniczo-sportowo-dziennikarskim, uzyskuje rangę międzynarodowego challenge'u i perspektywę popularnych zawodów na dużym terenie Europy: od Bałtyku do Adriatyku.

● Duży (jak na europejskie stosunki) udział w usługach lotniczych ma Polska. Stacjonująca na lotnisku w Warszawie eskadra samolotów rolniczych typu „Gawron” rozpyła środki ochrony roślin i wysiewa nawozy sztuczne na większych kompleksach pól i łąk. W roku bieżącym po raz pierwszy skorzystały z usług samolotów przy rozsiewaniu nawozów sztucznych PGR Opolszczyzny. „Gawrony” Aeroklubu Wrocławskiego rozsiewały saletrę amonową i saletrzak ra ozimi-

ny i ląki, na które nie mogły jeszcze wjechać ciągniki.

Samoloty Aeroklubu Gdańskiego wykonywały w br. dla rolnictwa prace na obszarze ponad 40 tys. ha, głównie na Zula-wach i na terenach podmokłych, gdzie praca sprzętem naziemnym jest utrudniona.

● Na terenie budowy Lotniska Cywilnego na Okęciu przystąpiono do wznoszenia hangaru największego w Polsce, a jednego z największych w Europie, według projektu „Mostostalu”. Rozpiętość hangaru wynosi 168 m.; ma to duże znaczenie, gdyż umożliwi przeprowadzenie remontów samolotów, które obecnie wysyła się w tym celu za granicę. Montaż zakończy się w 1968 r.

● Dzieci pracowników „LOT” przeżyły emocje, albowiem w tym roku podróz

na kolonie odbyły samolotami. Około 200 dzieci po dwóch godzinach podróży znalazło się już w ośrodku kolonijnym.

● Olsztyńska stacja obserwacji sztucznych satelitów Ziemi przy WSR brała udział w tegorocznym europejskim alerice sputnikowym, zorganizowanym przez „INTEROBS”. Dokonała ona około 1500 udanych obserwacji. Obserwowano sputniki krążące w Kosmosie do wysokości 600 km od Ziemi.

● Na Międzynarodowym Festiwalu Filmowym w San Sebastian (Hiszpania) polski film animowany pt. „Skrzydła” reż. Pulchnego, zdobył pierwszą nagrodę „Złota Muszla” w kategorii krótkiego metrażu.

NOTATKI ZE ŚWIATA

■ W Orię zakończyły się międzynarodowe zawody szybowcowe z udziałem reprezentantów 8 krajów: Bułgarii, CSRS, Jugosławii, NRD, Polski, Rumunii, Węgier i ZSRR. Zawody te uważane za nieoficjalne mistrzostwa Europy zakończyły się zdecydowanym sukcesem polskich zawodników. W klasie otwartej Królikowski oraz mistrz świata Wróblewski zajęli dwa pierwsze miejsca. W klasie Standard zwyciężył inny Polak, Kępkła. W konkurencjach kobiet Majewska zajęła drugie miejsce.

■ FAI przyznało dotychczas 451 odznak diamentowych za największe osiągnięcia w szybownictwie (przełot docelowy, lot otwarty na odległość, przewyższenie). Z liczby tej 132 (29,2 proc.) przypadło w udziale Polakom, 98 — Francuzom, 66 — Niemcom zachodnim, 47 — pilotom USA, 16 — Austriakom, 12 — Czechosłowakom, 10 — Niemcom wschodnim, 8 — Brytyjczykom.

■ Najmłodszym amerykańskim szybownikiem jest Jeff Yund, który w wieku 14 lat i 9 miesięcy zdobył srebrną odznakę. Ostatni warunek czasowy uzyskał na żaglu na szybowcu I-26.

■ Zakres specjalistycznych usług lotnictwa rolniczego w ostatnich latach szybko rośnie. Rozsiewaniem i rozpylaniem środków ochrony roślin oraz nawozów sztucznych obejmuje się już na świecie ponad 70 mln ha rocznie. Według statystyk organizacji lotnictwa cywilnego ONZ, przodują pod względem obszaru, na którym lotnictwo wykonuje zabiegi rolnicze — Związek Radziecki z 28 mln hektarów i Stany Zjednoczone z areami ponad 25 mln ha. Łącznie w obu krajach lotnictwo rolnicze obejmuje 80% światowych usług z tego zakresu. Następne miejsce zajmuje Australia i Kanada.

■ Produkowane u nas samoloty gospodarcze AN-2 pełnią usługi eksportowe. Początkowo 4-osobowa załoga inżynierów i mechaników rozpoczęła w Tunezji opryskiwanie środkami chemicznymi upraw i plantacji. Ponieważ wiele krajów zainteresowało się naszymi usługami agrolotniczymi, w drugiej połowie br. przygotowano do tych celów 10 samolotów AN-2 wraz z przeszkolonymi załogami.

■ W Montrealu opublikowany został specjalny raport IATA, dotyczący przyszłego rozwoju lotnictwa pasażerskiego na świecie. Jak szacuje się — w roku 1975 samoloty przewożą ponad Atlantykiem północnym ponad 15 mln pasażerów, w porównaniu z 4,2 mln w roku 1965. Natomiast eksperci amerykańscy obliczają, że podczas gdy w 1965 linie lotnicze USA przewoziły 80 milionów pasażerów — w roku 1985 trzeba będzie przewieźć 317 milionów, a ilość przewożonych towarów wzrosnie 20-krotnie. Dodać należy, że obecnie w USA 25% ludności podróżuje samolotami (dla całego globu liczba ta wynosi 2%). Dłakuje się, że w przyszłości poważnie spadną koszty eksploatacyjne, zwłaszcza po wprowadzeniu wielkich samolotów, mających 500 miejsc pasażerskich.

■ Brytyjskie Europejskie Linie Lotnicze BEA dokonały podsumowania wyników swej działalności za rok gospodarczy od kwietnia 1965 do kwietnia br. BEA zakończyły go wysokimi zyskami finansowymi wynoszącymi ponad 1,25 mln funtów. W omawianym okresie sa-

moloty BEA przewiozły 6,8 mln pasażerów (o 11,3% więcej niż w latach 64/65) oraz przewiozły ponad 35 mln ton/mil ładunków towarowych (wzrost 24,3%) i blisko 6 mlr. ton/mil przesyłek pocztowych. Pod względem nasilenia ruchu pasażerskiego towarzystwo BEA znajduje się w Europie na drugim miejscu po „Aeroflocie”.

■ Przedstawiciele towarzystw lotniczych AEROFLOT i Japan Airlines osiągnęli porozumienie w sprawie rychłego uruchomienia nowego szlaku lotniczego, który połączy ma Tokio z Moskwą. Uważa się, że przyszyły szlak nie będzie stanowił poważnej konkurencji dla istniejących już połączeń pomiędzy Europą i Azją. Czas przelotu pomiędzy Tokio i Moskwą wynosić będzie na nowej trasie 10 godzin, a do Kopenhagi wyniesie on około 12 godzin. Obecny czas przelotu z Japonii przez Alaskę do Kopenhagi trwa 17 godzin. Koszt biletów na obie trasy wynosić będzie około 690 dol.

■ „Air France” uruchomi wkrótce nową linię łączącą Paryż z Szanghajem. Trasa prowadzić będzie z Paryża przez Tyrane, Ateny, Kair, Teheran, Karaczi i Phnom-Penh (Kambodża) do Szanghaju. Chińska Republika Ludowa będzie miała prawo uruchomienia podobnej linii, która połączy Pekin przez Karaczi, Srodkowy Wschód i Tyrane z Paryżem. Nowy szlak, który połączy Europę z zachodnią z Azją, będzie miał wielkie znaczenie.

■ Pakistańskie linie PIA uruchomią w czwartym kwartale br. nową trasę powietrzną, która połączy Karaczi z Bagdadem i Kuwejtem. Na nowym szlaku latać będą samoloty brytyjskie „Trident”.

■ W łonie skandynawskiego towarzystwa lotniczego SAS wynikł ostatnio poważny spór. Mianowicie rząd norweski przyznał jednemu z norweskich towarzystw lotniczych prawo uruchomienia krajowego szlaku lotniczego. Dotychczas szlaki te utrzymywane były tylko przez SAS — wspólne przedsiębiorstwo lotnicze krajów skandynawskich, w którym trzy siódme udziałów należy do Szwecji, a po dwie siódme — do Norwegii i Danii.

■ Czechosłowackie linie CSA zamówiły w ZSRR dwadzieścia odrzutowych samolotów krótkodystansowych Tu-134.

■ Linie „Pan American World Airways” zamówiły jako pierwsze 25 olbrzymich (znajdujących się w budowie) samolotów pasażerskich Boeing-747, mogących zabierać po 499 pasażerów. Dziesięć dalszych maszyn tego typu „Pan American” zamówiła wkrótce.

■ Linie lotnicze TWA (Trans World Airlines) należały od szeregu lat do Howarda Huguesa — jednego z największych finansistów amerykańskich. Ostatnio Hugues uległ przed potęgą koncernów. W związku z szybkim postępem technicznym, Hugues musiał unowocześnić swoją linię, a przede wszystkim zakupić pasażerskie samoloty odrzutowe. Ckazało się to jednak niemożliwe z powodu trudności czynionych ze strony przedsiębiorstw budowy samolotów, które nie chciały mu udzielić kredytów. Pozostało mu do wyboru, albo podporządkować się koncernom i poddać się

ich kontroli, albo wycofać się z prowadzenia przedsiębiorstwa. Hugues wolał wycofać się i sprzedał 6 500 tys. akcji TWA, które skupiał w swoich rękach.

■ Dowództwo Bundeswehry wykorzystuje „w razie konieczności” jako pasy startowe i lądowiska dla samolotów bojowych i wojskowych samolotów transportowych specjalnie przygotowane do tego celu odcinki autostrad w różnych okręgach NRD. Podczas lotnych manewrów na odcinku autostrady między Bremą a Wildeshausen startowały i lądowały samoloty różnych typów, w tym „Fiat-G-91”, „Nord Atlas” i „Dornier-27”.

■ Ruch pasażerski na liniach lotniczych kontynentu zarówno krajowych, jak i zagranicznych wzrasta z roku na rok. Międzynarodowy port lotniczy Baneasa — niedaleko stolicy — ma coraz większe trudności z obsługą samolotów. W związku z tym rozpoczęto pod Bukaresztem budowę nowego wielkiego lotniska, które będzie mogło przyjmować największe maszyny pasażerskie, jakie są i będą eksploatowane przez międzynarodowe towarzystwa lotnicze w najbliższych latach. — Ma to być najnowocześniejszy w Europie port lotniczy.

■ Kopenhaskie lotnisko Kastrup nie może sprostać potrzebom silnie wzrastającego ruchu. Przewidywana budowa nowego wielkiego lotniska w Kongensund na wyspie Amager wymagałaby przesiedlenia 10 000 osób. Wobec tych trudności linie skandynawskie SAS wysłupły z ciekawym projektem budowy wielkiego lotniska na wyspie Saltnoim, leżącej o 5 km od nabrzeży Kopenhagi oraz o 15 km od szwedzkiego brzegu w Malmö. Materiał skalny wyspy pozwała na taką budowę lotniska, a wysiedlenie trzeba tylko 12 osób. Lotnisko obsługiwane będzie również ruch szwedzki. Saltnoim połączony będzie z Kopenhagą tunelem, zaś z Malmö mostem.

■ Baneasa — superlotnisko Japonii przyjmujące dziennie ponad 300 samolotów. Stąd na równi z maszynami pasażerskimi startują wojskowe samoloty amerykańskie. Na lotnisku wskutek tego jest tak ciasno, że rząd zaproponował budowę nowego.

■ Około 1000 pilotów szwedzkich, duńskich i norweskich towarzystwa lotniczego SAS strajkowało ostatnio protestując przeciwko niezatwierdzeniu spraw ubezpieczeniowych i niezgodnieniu terminu ważności proponowanego nowego układu płac. Strajk przyniósł dziennie straty około 500 tys. dolarów.

■ Personel latający francuskich linii lotniczych „Air France” zastrajkował na tle ekonomicznym. Lotnisko Orly zostało zupełnie sparaliżowane. Dyrekcja towarzystwa była zmuszona do wyłączenia samolotów innych linii.

■ Amerykańskie towarzystwa lotnicze rozpoczęły werunek pilotów z krajów europejskich. Akcję prowadzi nowo otwarte biuro w Londynie, które nawiązało już kontakt m.in. ze związkami pilotów szwedzkich. Towarzystwa amerykańskie obiecują szybki awans: stanowisko kapitana w ciągu trzech lat.

■ W 1965 r. zginęło łącznie w katastrofach lotniczych 647 pasażerów. Według statystyki przypada zaledwie jeden zabity na 250 milionów przebytych kilometrów. Przeciętnie jeden śmiertelny wypadek samochodowy przypada natomiast na 25 milionów przejechanych kilometrów. W 60% katastrof lotniczych przyczyną przyczyną tragedii był błąd pilota. Przede wszystkim jednak wymienić należy nieprzystosowane do ruchu odrzutowego zatłoczone lotniska. Brak dodatkowych szerokich pasów bezpieczeństwa na lotniskach jest jedną z poważnych przyczyn wypadków podczas lądowania i przy starcie. Największym niebezpieczeństwem, z którym jak dotychczas przemysł lotniczy bezskutecznie walczy, jest pożar oraz w jego konsekwencji eksplozja zbiorników z paliwem. Eksperci obliczają, że znalezienie skutecznej broni w walce z ogniem pozwoliłoby zmniejszyć śmiertelne wypadki o 50 procent. Uczeń amerykańscy są w trakcie badań nad galaretowatym paliwem, które pali się wolno i nie wycieka z uszkodzonych zbiorników. Trwają eksperymenty nad „odporną ścianką” do zbiorników z paliwem, która wykonana jest z nylonu i polietyrenu. Bada się też przydatność ognioodpornej piany, którą można by zalać kadłub samolotu w czasie pożaru i zabezpieczyć w ten sposób pasażerów.

Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych

C z ę ś ć IX

Miedź i stopy miedzi

(Dokończenie)

Zebrał i opracował: *mgr inż. Andrzej Ciszeński* i *mgr inż. Tadeusz Radomski*

Tablica 8. Orientacyjne własności i główne zastosowania polskich mosiądzów do przeróbki plastycznej (wg PN-58/H-87025)

Cecha mosiądzu	Stan utwardzenia lub obróbki cieplnej	Postać	Własności technologiczne	Główne zastosowania
MA58	tłoczony	pręty, odkuwki	podatny do przeróbki plastycznej na gorąco, odporny na korozję	części odporne na ścieranie oraz części silnie obciążone statycznie
M59 MM59	tłoczony	pręty	podatny do przeróbki plastycznej na gorąco, bardzo dobrze skrawalny	części poddawane obróbce skrawaniem tylko dla przemysłu zegarowego z M59
	półtwardy	taśmy, druty, pręty, kształtowniki i blachy		
	twardy	druty i pręty o przekroju do 1250 mm ²		
	sprężysty	taśmy		
MM59	—	plaskowniki, pręty, rury, blachy i druty	odporny na korozję w środowisku morskim	w przemyśle okrętowym
M60	wyżarzony	pręty, kształtowniki, blachy, taśmy, pasy, rury	bardzo podatny do przeróbki plastycznej na gorąco	części kute i wytłoczone nie poddawane obróbce skrawaniem, wyroby sztan-cowane, śruby z wygniata-nym gwintem
	półtwardy	druty, pręty o przekroju do 1250 mm ² , blachy, taśmy, pasy		
	twardy	rury, druty i pręty o przekroju do 1250 mm ² , blachy, taśmy, pasy		
MC62	—	plaskowniki, pręty, rury, blachy, druty	odporny na korozję w środowisku morskim	w przemyśle okrętowym
M63	wyżarzony	pręty, kształtowniki, blachy, taśmy, pasy, rury	podatny do przeróbki plastycznej na zimno, gorąco głęboko tłoczony	wyroby otrzymywane przez głębokie wytłaczanie lub gięcie, rurki chłodnic samochodowych, nity
	półtwardy	druty i pręty o przekroju do 1250 mm ² , blachy, taśmy, pasy i rury		
	twardy	pręty o przekroju do 1250 mm ² , blachy, taśmy, pasy, druty, rury		
MO63	półtwardy	pręty, druty	podatny do przeróbki plastycznej na zimno, bardzo dobrze skrawalny	części skrawane otrzymane przez przeróbkę plastyczną na zimno, nakrętki do szprych rowerowych, części zegarów
	twardy	—		
MN65	wyżarzony	blachy, taśmy, druty, rury	bardzo podatny do przeróbki plastycznej na zimno i gorąco, bardzo sprężysty i odporny na korozję	rurki do manometrów, siatki, membrany, zastępują-ciaży cynowe
	półtwardy	blachy, taśmy		
	twardy	blachy, taśmy, rury manometrowe		
M63	wyżarzony	blachy, taśmy, pasy	bardzo dobrze podatny do przeróbki plastycznej na zimno, odporny na korozję	wyroby otrzymywane przez precyzyjne głębokie wytłaczanie; M70 na luski armat-nie i taśmy kapiszonowe
M70	wyżarzony	blachy, taśmy, pasy, rury		
MC70	półtwardy	rury	odporny na działanie koro-zyjne wody morskiej	rury do skraplaczy kotłowych okrętowych
MA77	półtwardy	rury	odporny na korozję w środowisku morskim	rury do skraplaczy
MK80A	półtwardy	pręty, rury	—	wyroby matrycowe
M80	wyżarzony	blachy, taśmy	bardzo podatny do prze-róbki plastycznej na zimno i gorąco, odporny na koro-zję	wyroby artystyczne, wę-żownice, rurki i membra-ny manometrów
M85	wyżarzony	blachy, taśmy	bardzo podatny do prze-róbki plastycznej na zimno i gorąco, odporny na koro-zję	wyroby artystyczne, wę-żownice, rurki i membrany manometrów, do platero-wania
	półtwardy	blachy, taśmy		
	twardy	rury manometrowe		
M90	—	—	odporny na korozję	do platerowania blach i taśm
MC90	wyżarzony	plaskowniki	—	dla przemysłu samocho-dowego
	półtwardy	taśmy		
	twardy	—		
M96	wyżarzony	taśmy, rury	odporny na korozję	rurki włosowate, rurki-chłodnice, luski amunicji małokalibrowej
	twardy	taśmy, rury		

POMOCE KONSTRUKTORSKIE „TECHNIKI LOTNICZEJ I ASTRONAUTYCZNEJ”

Systematyka profili

(ciąg dalszy)

oprac. E. Lewalsku

Grupa profili NACA

3. III rodzina — cztero- + dwucyfrowa (np. 2412—35)

Sposób oznaczania profili tej rodziny jest następujący:

I cyfra oznaczenia określa strzałkę linii środkowej w % cięciwy.

II cyfra określa położenie strzałki w dziesiątkach cięciwy.

III i IV cyfra określa grubość procentową profilu.

Jak widać, pierwsze cztery cyfry mają takie same znaczenie jak dla profili czterocyfrowych.

Znaczenie cyfr po kresce:

I cyfra po kresce oznacza promień krzywizny według następującego schematu:

II cyfra po kresce oznacza położenie maksymalnej grubości profilu wyjściowego w dziesiątkach cięciwy (\bar{x}_d).

Profilom wyjściowym dla tej rodziny profili jest również profil symetryczny.

Wzory określające profil symetryczny o grubości $\frac{d}{c}$ są następujące:

$$\pm \bar{z}_{sym} = \frac{d/c}{0,2} \left[a_3 + a_1 \left(\frac{x}{c} \right) + a_4 \left(\frac{x}{c} \right)^2 + a_5 \left(\frac{x}{c} \right)^3 \right] \text{ dla } \bar{x} < \bar{x}_d \quad (1)$$

oraz

$$\pm \bar{z}_{sym} = \frac{d/c}{0,2} \left[b_0 + b_1 \left(1 - \frac{x}{c} \right) + b_2 \left(1 - \frac{x}{c} \right)^2 + b_3 \left(1 - \frac{x}{c} \right)^3 \right] \text{ dla } \bar{x} \geq \bar{x}_d \quad (2)$$

Współczynniki a i b wchodzące do wzorów określających profil dają się obliczyć za pomocą następujących warunków:

a) warunku jednakowych krzywizn obu części obrysu w punkcie wspólnym:

$$\bar{x} = \bar{x}_d \frac{dy}{dx} = 0$$

b) warunkiem współrzędnych krawędzi splywu, gdy $\pm \bar{z} = 0,01 \frac{d}{c}$ to $b_0 = 0,002$

c) warunkiem kąta krawędzi splywu: wartości b_1 w zależności od \bar{x}_d są podane w tabelicy 2.

Przy czym b_1 określa tg kąta krawędzi splywu ($b_1 = \text{tg } \frac{\tau}{2}$)

Wzory określające pozostałe współczynniki:

$$b_2 = \frac{0,30 - 3b - 2b(1-\bar{x})}{(1-\bar{x}_d)}$$

$$b_3 = \frac{b(1-\bar{x}) + 2b - 0,2}{(1-\bar{x}_d)}$$

$$a_0 = 0,2 \cdot 2 \frac{d}{c} \left(\frac{c}{d} \right)^2;$$

$$a_1 = -\frac{a}{2\bar{x}} - 2a_2 \bar{x}_d - 3a_3 \bar{x}_d^2$$

$$a_2 = -2b_2 - 6b_3(1-\bar{x}_d) + \frac{5a}{4\bar{x}_d \bar{x}} - \frac{0,3}{\bar{x}_d}$$

$$a_3 = \frac{b + 3b(1-p)}{\bar{x}_d} - \frac{3a}{2\bar{x}_d \bar{x}_d} + \frac{0,1}{\bar{x}_d}$$

Pierwsza cyfra po kresce	Promień krzywizny noska
0	$\varrho = 0$ (krawędź ostra)
3	$\varrho = \frac{1}{4}$ normalnego $\varrho = 0,275 \frac{d}{c}$
6	$\varrho = \text{normalny}$ $\varrho = 1,11 \frac{d}{c}$
9	$\varrho = 3$ normalne $\varrho = 3,3 \frac{d}{c}$

Wartości współczynników a i b są podane w tabelicy 3.

Dla przykładu profil 2412—35:

strzałka linii środkowej jest umieszczona w 2% cięciwy, strzałka linii środkowej jest położona w 0,40 cięciwy, profil posiada grubość 12% cięciwy, promień krzywizny noska wynosi $\frac{1}{4}$ promienia normalnego, maksymalna grubość profilu jest umieszczona w 0,5 cięciwy.

W tabelicy 3 podano wartości współczynników a i b dla wyjściowej serii profili — symetrycznych.

Dla tej rodziny profili zbadano następujące serie profili.

W tabelicy 4 podano serie profili o grubości 9%.

Dwa profile o grubości 12%:

0012—64

0012—65

których maksymalna grubość jest położona w 0,4 i 0,5 c oraz trzy profile o normalnym promieniu krzywizny krawędzi splywu i maksymalnej grubości położonej w 0,3 c :

0006—63

0009—63

0012—63

Seria profili wyjściowych — symetrycznych została podana w tabelicy 3.

Wzory określające linię średnią oraz sposób wykreślenia profilu są takie same jak dla profili czterocyfrowych.

4. Rodzina profili pięcio- + dwucyfrowych

Linia średnia i sposób wykreślenia profilu są takie same jak dla profili pięciocyfrowych. Podstawowy profil i

znaczenie cyfr po kresce jest jak dla profilów 4 + dwucyfrowych. Znaczenie cyfr przed kreską — jak dla profilów 5-cyfrowych tzn.:

I cyfra określa w przybliżeniu strzałkę linii środkowej w % cięciwy. (Do-

Tablica 2

\bar{x}_d	b_1
0,2	0,200
0,3	0,234
0,4	0,315
0,5	0,465
0,6	0,700

kładne wartości strzałki linii środkowej podano w tabelicy 3 — poprzedni odcinek opracowań „Pomocy konstruktorskich z aerodynamiki patrz TLiA nr 8).

II i III cyfra określa położenie strzałki (\bar{x}). Liczba, która powstała z II i III cyfry, jest dwukrotnością położenia strzałki w % cięciwy.

IV i V cyfra oznacza maksymalną grubość w % cięciwy.

Z tej rodziny profili zbadano:

23012—33

23012—34

23012—64

Uwaga: Serie cztero- i pięcio- + dwucyfrowe stanowią przejście do profili laminarnych.

Tablica 3 będzie zamieszczona w następnym odcinku.

Tablica 4

Prof. symetr. normalny	Prof. symetr. maks. grubość w 0,3 c.	Prof. symetr. maks. grubość w 0,5 c.	Prof. symetr. ostra kraw. splywu	Różna linia środków
0009—62	0009—03	0009—05	0009—03	2209—34
0009—63	0009—33	0009—35	0009—05	2409—34
0009—64	0009—93	0009—65	—	4409—34
0009—65	—	—	—	—
0009—66	—	—	—	—