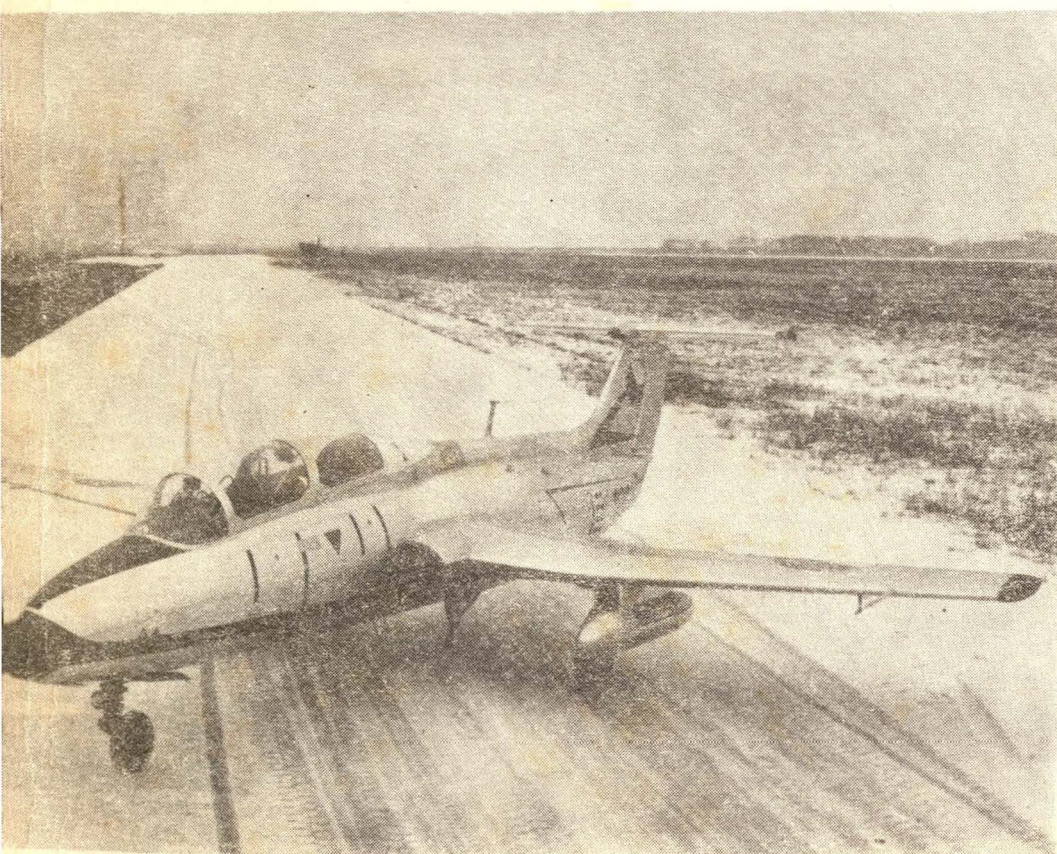


TECHNIKA LOTNICZA



1

1964

WYDAWNICTWA
CZASOPISM
TECHNICZNYCH NOT

POMOCE KONSTRUKTORSKIE „TECHNIKI LOTNICZEJ“

Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych

część VI

Stopy niobu i molibdenu

Zebrał i opracował mgr inż. A. Ciszewski i mgr inż. T. Radomski

W bieżącym zeszycie zamieszczono dane techniczne dotyczące żarowytrzymałych stopów niobu i molibdenu.

W tabeli 1 podano skład chemiczny i niektóre własności niobu i jego stopów, w tabeli 2 — skład chemiczny i niektóre własności molibdenu i jego stopów.

Tabela 1. Własności niobu i stopów niobu

L. P.	Oznaczenie stopu	Skład chemiczny % (reszta Nb)	Metoda otrzymywania i stan	Ciężar właściwy G/cm ³	Własności mechaniczne w temp. podwyższonych						Producent
					Temperatura badania °C	σ_b kg/mm ²	R_p kg/mm ²	σ %	ϵ %	R_p w 100°C kg/mm ²	
1	100 Nb	0,036 O 0,019 N 0,024 C	Topienie tukowe, kuty	86	980	5,6	9,8	55,0	99,0	—	—
					1095	4,2	7,0	50,0	80,0	—	
					1205	2,8	6,3	45,0	70,0	—	
			Topienie tukowe, rekrytalizowany		1095	5,7	7,7	34,0	100,0	—	
					1205	5,3	6,5	21,0	73,0	—	
					1315	2,8	3,8	70,0	82,0	—	
1370	2,0	2,7	97,0	100,0	—						
2	Nb-10Ti	10Ti	Topienie tukowe, rekrytalizowany	—	980	—	—	—	—	31	—
					1205	—	11,9	18,0	—	—	
3	Nb-5Mo	5Mo	Topienie tukowe, rekrytalizowany	—	21	34,4	41,5	8,0	—	—	—
					1205	5,6	14,0	—	—	—	
4	Nb-5V	5V	Topienie tukowe, rekrytalizowany	—	27	52,0	60,5	—	—	—	—
					1095	23,9	26,0	—	—	—	
5	Nb-10W	10W	Topienie tukowe, rekrytalizowany	—	21	40,8	47,1	10,0	—	—	—
					1095	11,2	13,3	—	—	—	
6	Nb-9	5Ti 5Zr	Topienie tukowe, rekrytalizowany	—	24	—	37,9	—	—	—	WCC*
					1095	—	18,3	22,0	—	—	

*Westinghouse Electric Corporation

Pomoce konstruktorskie str. 801

TRESC ZESZYTU

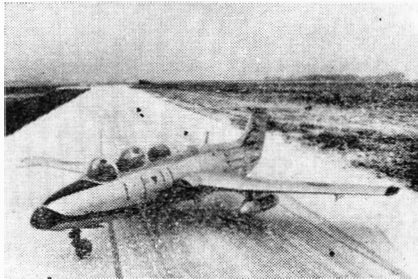
Artykuł wstępny	Str. 1
J. TOMECKA — Nowy czeskosłowacki odrzutowiec szkoleniowy C-29	2
M. ŁYZWIŃSKI, J. BARZYKOWSKI — Rakietowe silniki elektryczne, cz. I	3
M. JEZO — Układy przetwornic tranzystorowych stosowanych w lotnictwie	12
S. KOŁODYŃSKI — Zapobieganie zderzeniom samolotów w powietrzu	17
Nowości techniczne	21
Terminologia lotnicza	23
Spis treści za rok 1963	25
Pomoce Konstruktorskie „Techniki Lotniczej” — A. CISZEWSKI, T. RADOMSKI — Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych, cz. VI: Stopy niobu i molibdenu	okł.

CONTENTS

Editorial	Page 1
J. TOMECKA — New Czechoslovakian jet trainer C-29	2
M. ŁYZWIŃSKI, J. BARZYKOWSKI — Electrical rocket engines, part I	3
M. JEZO — Transistorised converter systems for aviation	12
S. KOŁODYŃSKI — The prevention against aircraft collisions in the flight	17
Technical news	21
Aviation terminology	23
Index for 1963	25
Designer's Data Sheets — Materials used in aviation structures, part VI: A. CISZEWSKI, T. RADOMSKI — Columbium and molybdenum alloys	on cover

СОДЕРЖАНИЕ

Передовица	Стр. 1
I. TOMECKA — Новый, чехословацкий учебный реактивный самолет C-29	2
M. ŁYZWIŃSKI, J. BARZYKOWSKI — Ракетные электрические двигатели, часть I	3
M. JEZO — Системы транзисторных преобразователей применяемых в авиации	12
S. KOŁODYŃSKI — Предупреждение столкновения самолетов в воздухе	17
Технические новости	21
Авиационная терминология	23
Содержание за 1963 год	25
Конструкторские пособия „Авиационной Техники” — A. CISZEWSKI, T. RADOMSKI — Материалы применяемые в авиационных конструкциях, часть VI. Сплавы ниобия и молибдена	на обложке



NASZA OKŁADKA

Czechosłowacki odrzutowiec szkoleniowy C-29

TECHNIKA LOTNICZA — miesięcznik Sekcji Lotniczej Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Mechaników Polskich Wydawnictwa Czasopism Technicznych NOT. Redaguje Kolegium: mgr inż. Stefan Sulikowski — redaktor naczelny, Jaroslawa Berzńska — sekretarz redakcji, mgr inż. Antoni Gołędzinowski, mgr inż. Walerian Kordziński, mgr inż. Stanisław Lassota, mgr inż. Wacław Zaremba — redaktorzy działów, Kazimierz Walczyński (red. techniczny).

Adres Redakcji: Warszawa, Czackiego 3/5, tel. 674-61.

Adres Administracji: Administracja Czasopism Technicznych NOT, Warszawa, ul. Czackiego 3/5, tel. 6-74-61.

Cena pojedynczego zeszytu 12.— zł

Prenumerata roczna 144.— zł

PKO Warszawa, konto 1-9-121697 WCT. Zakład Kolportażu, Warszawa, ul. Mazowiecka 12.

Półroczna 72.— zł



○ wykorzystanie prasy naukowo-technicznej do doszkalania kadr technicznych

Na progu czwartego roku planu pięcioletniego warto zastanowić się nad zadaniami, jakie stoją przed prasą naukowo-techniczną dla zapewnienia dalszego rozwoju i postępu w gospodarce narodowej.

Rozwój gospodarki narodowej, zagadnienia wzrostu produkcji i wydajności pracy nie dadzą się rozwiązać bez zastosowania najnowszych osiągnięć nauki i techniki, a więc bez intensywnego prowadzenia prac naukowo-badawczych i stosowania ich wyników w technice. Koniecznym z kolei warunkiem dla tego celu jest posiadanie odpowiedniej ilości należycie przygotowanych kadr. Bardzo szybki rozwój nauk technicznych jest przyczyną, która spowodowała konieczność doksztalcenia podyplomowego. Doksztalceniu powinni podlegać pracownicy wielu resortów i o różnorodnym charakterze wykonywanej pracy zawodowej. Doksztalcenie powinno być w Polsce prowadzone przez wiele instytucji naukowych, przy stosowaniu różnych form i czasokresów.

Dla osiągnięcia celów szkolenia podyplomowego stosuje się następujące formy kształcenia: studia podyplomowe, kursy podyplomowe, kursokonferencje i samokształcenie kontrolowane.

Szczególnie ważną rolę powinno odegrać samokształcenie jako podstawowa metoda doksztalcenia we wszystkich jego formach. Jest ono zasadniczym składnikiem każdej z tych form, natomiast może występować w samodzielnej formie, pod warunkiem kontrolowania. Najprostszą formą tej kontroli są sprawozdania i referaty w zakładach pracy oraz stowarzyszeniach naukowo-technicznych.

W ramach akcji doksztalcenia kadr technicznych bardzo ważną rolę — obok kursów, konferencji i odczytów — powinna odegrać prasa naukowo-techniczna. Nie ma lepszej metody przekazywania szerokim rzeszom inteligencji technicznej wiadomości o najnowszych osiągnięciach nauki i techniki — od artykułów zamieszczanych w specjalistycznych czasopismach technicznych. Czasopisma te podają materiał zarówno dla samokształcenia poszczególnych inżynierów, jak wykładowców szkolenia zbiorowego, jak i dla personelu technicznego, bezpośrednio wprowadzającego postęp techniczny do produkcji.

Artykuły opracowane zazwyczaj przez najlepszych znawców teoretycznych z danej dziedziny wiedzy technicznej, skrytykowane przez praktyków, stanowią podręczny, dostępny dla każdego inżyniera — i bardzo często — najnowszy materiał, w minimalnym stopniu skażony błędami. Długi cykl wydawniczy książek technicznych jest przyczyną, która uniemożliwia znalezienie w nich najnowszych osiągnięć nauki i techniki, skrypty natomiast, wydawane wprawdzie szybciej, zwykle zawierają wiele błędów.

Tematyką czasopism naukowo-technicznych na poziomie inżynierskim powinny zainteresować się poważnie władze

resortów, wyższych uczelni i instytutów naukowych, odpowiedzialne za doksztalcenie kadr. Władze te powinny zgłaszać do redakcji tematykę artykułów w dziedzinach specjalnie ważnych przy doksztalceniu oraz nawet propozycje autorów do ich opracowania. Artykuły omawiałyby wówczas najnowsze osiągnięcia, podając z reguły dostępną literaturę, umożliwiającą uzupełnienie wiadomości od czasu zakończenia studiów do chwili bieżącej.

Stowarzyszenia naukowo-techniczne powinny natomiast zapewnić stałą opiekę branżowym czasopismom technicznym z myślą o ich treści, formie edytorskiej, upowszechnieniu i użytkowaniu.

W tej sytuacji niezbędna jest szersza i skuteczniejsza akcja stowarzyszeń na rzecz podniesienia poziomu czasopism technicznych i upowszechnienia ich czytelnictwa.

Koła zakładowe SNT powinny prowadzić stałą działalność na rzecz upowszechnienia czytelnictwa czasopism technicznych. W szczególności koła zakładowe powinny rozwinąć tę działalność w następujących okresach:

— przed rozpoczęciem każdego kwartału w celu zwerbowania nowych prenumeratorów na następny okres kalendarzowy;

— w czasie Dni Oświaty, Książki i Prasy oraz Dni Książki i Prasy Technicznej.

Koła zakładowe powinny organizować częste dyskusje nad treścią artykułów, specjalnie interesujących dany zakład oraz zgłaszać do redakcji wnioski odnośnie tematyki dalszych artykułów. Poza tym koła powinny wyznaczać spośród pracowników zakładu kolporterów prasy technicznej i stworzyć im warunki do działania w oparciu o „Instrukcję dla społecznego kolportera”. W zakresie prenumeraty prasy technicznej dla zakładu pracy, biblioteki i czytelnicy zakładowej, koła zakładowe powinny okresowo omawiać z kierownictwem zakładu pracy właściwy wybór i ilość prenumerowanych tytułów.

Stowarzyszenia naukowo-techniczne i koła zakładowe powinny wzmocnić propagandę zwiększenia czytelnictwa czasopism naukowo-technicznych wśród kadr technicznych.

Wreszcie Czytelnicy powinni zgłaszać do redakcji czasopism swoje krytyczne uwagi odnośnie wydrukowanych artykułów, umożliwiając stałe podnoszenie poziomu opracowań i jak najlepszą służbę czasopisma w ważnej akcji doszkalania kadr technicznych.

O takie właśnie podejście w 1964 roku do zagadnień doszkalania zwraca się Komitet Redakcyjny „Techniki Lotniczej” do władz resortu, instytucji naukowych i przemysłowych oraz do wszystkich Czytelników i Sympatyków czasopisma, którym leży na sercu dalszy, szybki rozwój polskiego lotnictwa. Komitet Redakcyjny pragnie, aby „Technika Lotnicza”, jako czasopismo branżowe, jak najlepiej

służyła doksztalcaniu lotniczych kadr z wyższym wykształceniem.

W związku z tym powołano od 1 stycznia 1964 r., zgodnie z zaleceniem SIMP, Radę Programową składającą się z przedstawicieli resortu, instytucji naukowych, większych zakładów wytwórczych i użytkowników oraz czasopism lotniczych. Tak dobrany zespół doradczy powinien ustalić tematykę naszego pisma z uwzględnieniem najżywoniejszych potrzeb nauki, przemysłu i eksploatacji.

Przewiduje się również w bieżącym roku spotkania przedstawicieli redakcji z kierownictwem instytucji i za-

kładów lotniczych oraz z Czytelnikami dla bezpośredniego przejścia wskazówek i uwag krytycznych.

W celu przyswojenia najnowszych osiągnięć w dziedzinie techniki lotniczej przodującego Związku Radzieckiego przewiduje się umieszczenie szeregu artykułów opracowanych specjalnie dla „Techniki Lotniczej” przez autorów radzieckich lub tłumaczeń z naukowo-technicznych czasopism radzieckich.

Wyniki tych zamierzeń powinny zapewnić jeszcze wyższy poziom naszemu czasopismu i jeszcze większe korzyści naszym Czytelnikom.

Inż. JERZY TOMEČKA

629.138.68(437)

Nowy czechosłowacki odrzutowiec szkoleniowy C-29

W celu przyspieszenia i udoskonalenia wyszkolenia pilotów dla lotnictwa odrzutowego, jak również w celu istotnego obniżenia kosztów z tym związanych, grupa inżynierów w składzie: O. Buňata, J. Hlava, J. Hošek, J. Klouda, J. Nyklíček, V. Pospíšil, J. Rada, Z. Rublič, K. Tomáš i J. Vlček skonstruowała nowy typ szkoleniowego samolotu odrzutowego C-29. Swymi zaletami samolot ten w zupełności dorównuje zagranicznym samolotom tego rodzaju, jak Fouga CM-170, „Magister”, Hunting „Jet Provost”, T. 1, Canadair CL-41, „Iskra” TS-11 i in., pod niektórymi względami nawet je przewyższa.

C-29 wprowadzony zostanie do lotnictwa czechosłowackiego jako samolot szkoleniowy.

Dlaczego samolot tej kategorii został skonstruowany?

Nowy typ ma zastąpić dotychczas używane tłokowe typy samolotów szkoleniowych, na których piloci nabywają szereg przyzwyczajęń, które później w pilotażu maszyn odrzutowych stają się przeszkodą. W szkoleniu pilotów na C-29, a następnie na ćwiczebnych odmianach samolotów bojowych, można obniżyć wiek fizyczny pilota o jeden, a nawet dwa lata. W porównaniu z dawniej stosowaną praktyką w szkoleniu pilotów na maszynach śmigłowych i przeszkoleniu ich na pilotów samolotowych odrzutowych, nowy system, oparty o stosowanie C-29, przyniesie znaczne oszczędności materiałów pędnych i innych kosztów związanych ze szkoleniem pilotów. Oprócz tego dla czechosłowackiego przemysłu lotniczego zapewniony zostanie długoterminowy program produkcyjny zgodnie z zasadami międzynarodowego podziału pracy państw członkowskich Rady Wzajemnej Pomocy Gospodarczej.

Techniczny opis samolotu C-29

Szkoleniowy odrzutowiec C-29 jest średniopłatem z prostym trapezowym skrzydłem o konstrukcji całkowicie metalowej, z silnikiem M 701, wyposażonym w sprężarkę odśrodkową, z kabiną dla dwóch pilotów z naciśnieniowym urządzeniem klimatyzacyjnym, z hamulcowymi tarczami w tylnej części kadłuba z chowanym podwoziem. Konstrukcja samolotu umożliwia start i lądowanie na polowych lotniskach o trawiastej lub ziemnej nawierzchni oraz latanie przy złej widzialności.

Kadłub samolotu ma przekrój kolisty i składa się z trzech części. Część przednia połączona jest z częścią środkową technologicznym złączem. Obie części oddzielane są od siebie tylko w przypadku transportu w skrzyniach. Tylna część kadłuba połączona jest z częścią środkową ośmioma zawiasami. Można ją odłączyć przy okresowych przeglądach silnika i agregatów, które dzięki temu są łatwo dostępne dla większych remontów i szczegółowej kontroli.

Przednia, naciśnieniowa część kadłuba posiada pomieszczenie dla załogi z dwoma fotelami, umieszczonymi za sobą; fotel przedni jest przeznaczony dla ucznia, tylny dla instruktora. Fotel tylny jest podniesiony o 150 mm, co instruktorowi umożliwia lepszą obserwację czynności ucznia. Osłona kabiny składa się z dwóch części, które można odrzucić w wypadku awaryjnej konieczności opuszczenia samolotu. Fotele są wyrzucane i blokowane tak, aby w wypadku katapultowania nie dochodziło do zderzenia się załogi lub do uderzenia w wystające części kabiny.

W części środkowej kadłuba umieszczone są dwa główne zbiorniki paliwa o objętości 1000 litrów. Ponieważ zbiorniki te umieszczone są właściwie w samym środku ciężkości samolotu, nie zachodzi przesuwanie się punktu ciężkości, wobec czego zbędna jest poprawa wyważenia samolotu w miarę zużywania materiałów pędnych. Charakterystyczny kształt części środkowej kadłuba nadają dwa kanały wlotowe u nasady skrzydeł, przez które doprowadzane jest powietrze do silnika. Dzięki kształtom kanałów straty na mo-



cy silnika są minimalne (mniej więcej 5%). W ścianie oddzielającej przednią i tylną część kadłuba umieszczone jest łożo silnika. Tylna część kadłuba przechodzi w płaszczyznę statecznika i tworzy z nią jedną całość. Na bokach części tylnej są dwie kłapy hamulcowe oraz otwory służące do przeglądów silnika i agregatów.

Skrzydło ma kształt dwóch trapezów. Jego konstrukcja jest jednodźwigarowa z dwoma kesonami pracującymi na skręcanie i pracującym pokryciem. Kłapy wyporowe są odchylane i wysuwane lotki wyposażone są w wyważanie ciężarowe. W sterowniczym systemie kłap wyporowych jest urządzenie, które automatycznie je zamyka przy osiągnięciu 270 km/godz. Profile skrzydła są NACA, seria 64 A. Krzywa szkieletowa skrzydła zewnętrzne posiada 3°, wewnętrzne 0°. Skrzydło nie jest ani aerodynamicznie, ani geometrycznie skręcane. Powierzchnie usterzeń mają kształt

liter T, co pozwala na zredukowanie długości kadłuba, a zarazem polepsza działanie steru kierunkowego. Konstrukcja płaszczyzn sterowych jest duralowa, tylko pokrycie steru kierunkowego jest z blachy elektronowej.

Samolot jest wyposażony w układy hydrauliczne (podwozie, klapy wyporowe, klapy hamulcowe), pneumatyczne (działanie hamulców podwozia, nadmuchiwanie przewodów uszczelniających kabiny i awaryjne odrzucanie osłon) oraz elektryczne (sterowanie urządzeniami na odległość). Napęd sterów wykonany jest wyłącznie za pośrednictwem systemu dźwigni i popychaczy. W systemie sterowania nie ma mechanizmów wspomagających. Ręczne i nożne sterownice znajdują się w jednym bloku, pedały sterowania nożnego można przestawiać również w czasie lotu. Elektryczna instalacja pracuje na napięciu 24 V i zasilana jest pokładowym akumulatorem o mocy 28 Ah oraz prądnicą o mocy 3000 W, napędzaną silnikiem. Źródłem ciśnienia głównego systemu hydraulicznego jest pompa napędzana silnikiem, która daje ciśnienie 110 kG/cm². Butle powietrzne dla instalacji powietrznej napełniane są z butli naziemnych. Powietrze dla klimatyzacji pobierane jest z silnika; jego część ogrzewa czołowe oszklenie kabiny, chroniąc je przed oblodzeniem. Z tej instalacji zasilany jest również kombinon, chroniący przed skutkami siły odśrodkowej.

Podwozie jest trzykołowe z podwójnymi, szczełkowymi hamulcami, sterowanymi pneumatycznie. Zapas powietrza pozwala na minimalną liczbę 10 startów i lądowań. Nisko-ciśnieniowe opony umożliwiają kołowanie również na rozmokniętych i zabłoconych lotniskach.

Jednostką napędową jest silnik M-701 z odśrodkową sprężarką, który przy 15 400 obr/min daje ciąg 850 kG. Sprężarka odśrodkowa ma jednostronny osiowy wlot. Daje spręż 4:1 i napędzana jest jednostopniową turbiną ustawioną na wspólnym wale. Komory spalania typu dzbanowego są zabudowane śrubowo, co pozwala na skrócenie silnika. Silnik posiada siedem komór spalania, w których zastosowane są urządzenia zapłonowe podobne do tych samych urządzeń w silnikach odrzutowych samolotów typu Mig-15. Silnik może być napędzany różnymi rodzajami paliwa.

Główne zbiorniki paliwa są wzajemnie połączone. Dwa zbiorniki podwieszane o objętości 300 litrów mogą być w razie potrzeby odrzucone podczas lotu. Dla lotów „na plecach” w tylnym zbiorniku paliwowym znajduje się pomocniczy zbiorniczek, którego zawartość wystarcza na 15 sekund lotu.

Wyposażenie samolotu umożliwia start, lot i lądowanie nawet w trudnych warunkach atmosferycznych w czasie dnia i nocy. Urządzenia radiowe i nawigacyjne na pokładzie zapewniają lot w trudnych warunkach według systemu OSP-48.

Uzbrojenie samolotu zapewnia wyszkolenie w strzelaniu z broni pokładowej do celów na ziemi i w powietrzu, w wystrzeliwaniu nie kierowanych rakiet do celów na ziemi oraz wyszkolenie w bombardowaniu z małych wysokości. Na uchwytach zawieszono mogą być dwie bomby o wadze do 100 kG każda, dwa zasobniki dla czterech rakiet lotniczych do celów naziemnych ewentualnie dwa zbiorniki paliwa o pojemności 150 litrów.

Niektóre dane techniczne i osiągi

Rozpiętość skrzydeł 10,29 m,
Powierzchnia skrzydeł 19,80 m²,
Całkowita długość — 10,81 m,
Wysokość na ziemi — 3,13 m,
Ciężar samolotu pustego — 2242 kG,
Ciężar w locie — 3284 kG,
Ilość paliwa w głównych zbiornikach — 962 litrów,
Ilość paliwa w podwieszonych zbiornikach — 300 litrów,
Maks. ciężar w locie — 3547 kG,
Maks. prędkość na wysokości 5000 m — 470 km/h.
Maks. prędkość wznoszenia przy ziemi — 11 — 14 m/s.
Praktyczny pułap — 11 km.
Prędkość lądowania — 140 km/h.
Maks. zasięg bez dodat. zbiorników — 640 km.
Długość rozbiegu — 550 m.
Długość dobiegu — 440 m.
Maksymalna prędkość przy nom. ciągu — 575 km/h.

Mgr inż. M. ŁYŻWIŃSKI,
Mgr inż. J. BARZYKOWSKI

621.455

Rakietowe silniki elektryczne

Cz. I

Po syntetycznym omówieniu perspektyw rozwoju napędu rakietowego podano zarys całości kształtu zagadnień związanych z generacją ciągu za pomocą energii elektrycznej. Omówiono podstawy teoretyczne, przykładowe konstrukcje i najważniejsze problemy techniczne silników elektrotermicznych, jonowych i plazmowych. Końcowa część artykułu obejmuje wspólny dla rakietowych silników elektrycznych (r s e) problem źródeł i przemienników energii. Artykuł jest próbą uszeregowania zagadnień nowych napędów, określa stan ich rozwoju i perspektywy zastosowania. Opisane silniki, należące do rakietowych napędów niechemicznych, stanowią szybko rozwijającą się, nową dziedzinę techniki rakietowej.

Wstęp

Przyjmując za podstawę klasyfikacji sposoby przemiany energii i własności środków napędowych w sensie ogólnym, silniki rakietowe można podzielić na: termiczne, elektryczne oraz na silniki działające na zasadzie kierunkowej emisji cząstek elementarnych lub fal elektromagnetycznych.

W silnikach termicznych energia cieplna reakcji chemicznej lub jądrowej bądź energia promieniowania słonecznego ulega bezpośrednio termodynamicznej przemianie na energię ruchu gazów wylotowych. Należące do tej grupy stosowane silniki chemiczne oraz zespoły napędowe, w których źródłami energii cieplnej są reaktory jądrowe, mogą osiągać stosunkowo duże ciągi, przewyższające wielokrotnie ciężary tych zespołów.

Elektryczne silniki rakietowe mogą być ogólnie określone jako zespoły napędowe, w których wytwarzana energia elektryczna ulega przemianie na energię ruchu czynnika

roboczego. Odbywa się to na drodze wykorzystania energii pól elektrycznych i magnetycznych lub efektu cieplnego określonego prawem Joule'a-Lenza. Osiągane tymi sposobami ciągi silników już wykonanych są rzędu zaledwie dziesiątków gramów, a w projektach perspektywicznych nie przekraczają kilku kilogramów. Małe ciągi nie umniejszają jednak znaczenia tych silników w warunkach nieważkości i braku oporów zewnętrznych. Zespoły napędowe tego typu zdecydowanie górują nad silnikami chemicznymi zdolnością do długotrwałej pracy, liczonej na dziesiątki miesięcy, przy niewielkich zapasach środków napędowych. Rozwijają one bardzo duże ciągi jednostkowe, przeciętnie kilkadziesiąt razy większe od uzyskiwanych obecnie w wyniku reakcji chemicznych.

W celu bliższego określenia pozycji i perspektyw rozwoju rakietowych silników elektrycznych, które wyraźnie wkraczają na drogę praktycznej realizacji i zastosowania, bę-

dzie celowe krótkie omówienie silników raketowych o znaczeniu perspektywnym, zaliczanych do trzeciej grupy przytoczonej klasyfikacji.

Najmniej odległe od obecnych możliwości technicznych wydają się projekty silników działających na zasadzie kierowania strumienia produktów rozpadu atomowego z reaktorów bądź promieniowania izotopów radioaktywnych. Reaktor rozszczepieniowy, pracujący jako generator protonów i neutronów, obdarzonych wielkimi prędkościami w granicach $10^6 \div 10^8$ m/sek, będzie urządzeniem stosunkowo ciężkim i przewiduje się, że uzyskany w ten sposób ciąg nie przekroczy wartości rzędu 10^{-6} ciężaru urządzenia. Korzystniejsze pod względem ciężarowym mogą być silniki o podobnych ciągach jednostkowych, oparte na projektach wykorzystania promieniotwórczości naturalnej. Zastosowanie do tego celu na przykład izotopu polonu ($Po-210$) może dać siły o wartości $2,6 \cdot 10^{-6}$ kG na 1 m^2 powierzchni emisji. Nie mniejsze szanse realizacji ma napęd „bezpaliwowy” — żagiel słoneczny — wykorzystujący zjawisko ciśnienia światła. Efekt ciśnienia promieni fotonowych słońca w okolicy ziemi ($5 \cdot 10^{-7} \div 10^{-6}$ kG/m²), mogłyby dać przy realnych wymiarach zwierciadeł siły rzędu miligramów. Perspektywy zastosowania żagli słonecznych zawężają jednak ograniczenia dotyczące kierunku ruchu i oddalenia tych urządzeń od źródeł światła.

Napęd fotonowy z własnym źródłem promieniowania w pracach E. Sängera sprowadza się do niezwykle złożonych problemów całkowitego przekształcania materii w energię promieniowania elektromagnetycznego. Pierwszym praktycznym krokiem na tej drodze będzie opanowanie techniki kontrolowanych reakcji termionuklearnych.

Zasługują również na wzmiankę projekty bezpośredniego wykorzystania reaktora łączeniowego, jako generatora stosunkowo dużych ciągów, mieszczących się w granicach 0,1 do 0,01 ciężaru urządzenia oraz prace badawcze nad realizacją napędu bombami jądrowymi, prowadzone w USA w ramach programu „Orion”.

Ważniejsze oznaczenia

- A — ciężar atomowy (lub cząsteczkowy),
- B — indukcja magnetyczna,
- c — prędkość światła ($3 \cdot 10^{10}$ cm/sek),
- C_e — prędkość wylotowa,
- E — natężenia pola elektrycznego,
- e — ładunek elektronu ($4,8 \cdot 10^{-10}$ j.e.s. ładunku)
- g — przyspieszenie ziemskie
- h — stała Plancka ($6,623 \cdot 10^{-27}$ erg/sek)
- i — natężenie prądu elektrycznego
- j — gęstość prądu elektrycznego
- k — stała Boltzmanna ($1,3802 \cdot 10^{-16}$ erg/°C)
- L — energia
- M — moc
- m — masa
- N — liczba Avogadra ($6,024 \cdot 10^{23}$ na mol)
- p — ciśnienie
- Q — ciężar
- R — ciąg silnika
- T — temperatura w skali bezwzględnej
- t — czas
- U — napięcie; potencjał
- U_j — potencjał jonizacji
- V — prędkość lotu
- w — wartościowość jonu (krotność jonizacji)
- κ — wykładnik adiabaty
- ρ — gęstość

Indeksy

- a — dotyczy atomów
- el — dotyczy elektronów
- j — dotyczy jonów
- max — wartość maksymalna
- o — stan początkowy
- opt — wartość optymalna

Napędy elektryczne — postępem w technice raketowej

Można postawić pytanie, jakimi kryteriami należy kierować się w ocenie różnych napędów raketowych. Dla silników raketowych chemicznych podstawowym wskaźnikiem porównawczym jest prędkość wylotowa czynnika

robotycznego. Określa ona zarówno ciąg, jak i zużycie paliwa, w ujęciu jednostkowym:

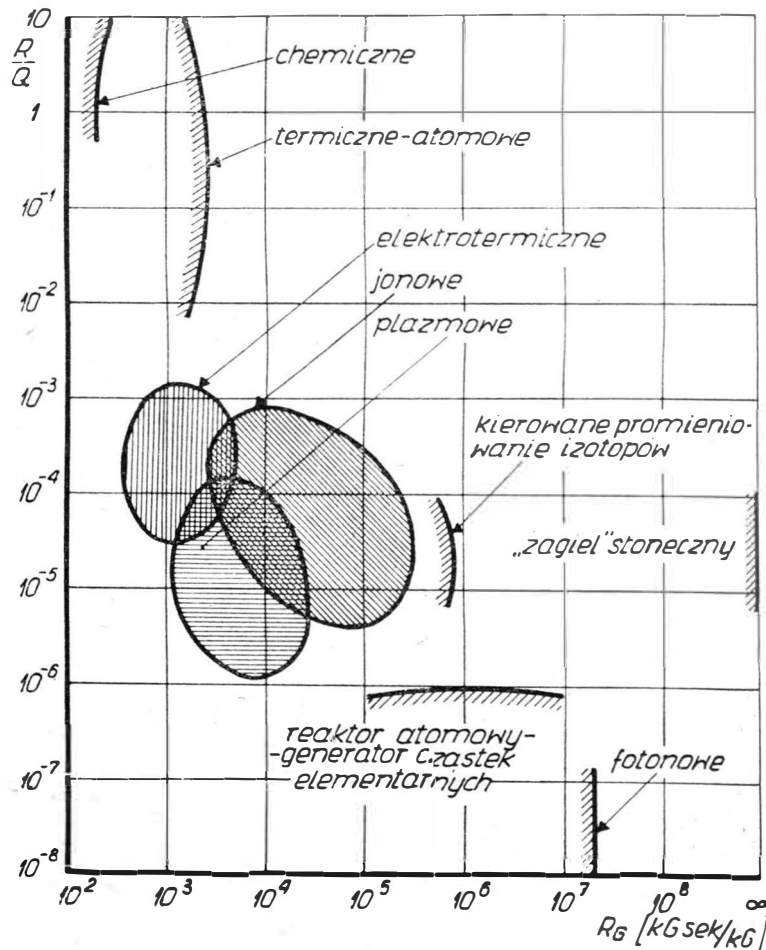
$$R_G = C_e/g \quad [1]$$

$$C_R = g/C_e \quad [2]$$

Ciężar tych silników przypadający na jednostkę ciągu jest uzależniony głównie od czasu pracy silnika (ciężar zbiorników i konstrukcji nośnej), a stosunkowo w nieznanym stopniu zależy od rodzaju chemicznego środka napędowego. Tłumaczy się to przede wszystkim dużym zużyciem chemicznych środków napędowych. Pomijając mniej ważne względy, można uważać silnik chemiczny za tym lepszy, im większa jest prędkość wylotowa czynnika. Wniosku tego nie można jednak rozszerzać na ogół napędów raketowych. W odniesieniu do napędów elektrycznych z wydzielonymi źródłami energii (reaktory, baterie słoneczne) osiągnięcie maksymalnych prędkości wylotowych czynnika mają się z celem, ponieważ ciężary jednostkowe tych napędów wykluczają wtedy ich praktyczne zastosowanie. I tak na przykład prędkość wylotowa w przypadku silnika jonowego może teoretycznie sięgać prędkości światła, ale duże ciężary zespołów energetycznych (uwzględniając rozwiązania perspektywiczne) ograniczają jej wartość do kilku tysięcy km/sek. Może więc być mowa jedynie o rozwiązaniach optymalnych.

Wykres w układzie logarytmicznym na rys. 1 podaje orientacyjnie zakresy podstawowych parametrów dla różnych napędów raketowych. Do opracowania wykresu wykorzystano dane z wyszczególnionej literatury.

Możliwości związane z konwencjonalnymi paliwami chemicznymi można w zasadzie uważać za wykorzystane, mając na względzie przoduące osiągnięcia techniki raketowej. Najlepsze paliwa ciekłe, borowodory i połączenia fluoru z wodorem mogą dać ciąg jednostkowy do 450 kG sek/kG. Duża aktywność chemiczna tych związków stwarza jednak poważne trudności konstrukcyjne i eksploatacyjne. Możliwe w perspektywie zastosowanie zawiesin metali (Mg, Al, Li, B i innych) w paliwach ciekłych, a zwłaszcza wolnych rodników, uważa się jako granicę ($R_G < 1000$ kG sek/kG) rozwoju raketowego silnika chemicznego. Z roz-



Rys. 1. Wykres porównawczy napędów raketowych różnych typów

ważań tych wynika, że przy kosmicznych prędkościach lotu uzyskanie dużej sprawności napędowej określonej wzorem:

$$\eta_k = \frac{2 V/C_e}{1 + (V/C_e)^2} \quad [3]$$

przekracza możliwości napędu chemicznego. Doniosłe znaczenie napędu tego typu polega przede wszystkim na zdolności pokonywania sił ciężenia, co dotyczy również termicznych napędów atomowych.

Mogliby się wydawać, że obszar w granicach dużych ciężarów jednostkowych (rys. 1), zajmowany przez rakietowe silniki elektryczne, nie świadczy o celowości realizacji i rozwoju tych silników. Byłyby to wniosek niesłuszny, bowiem małe siły, działające przez dłuższy okres czasu w warunkach nieważkości i braku oporów zewnętrznych, mogą dać przyrost prędkości lotu nieosiągalny dla rakiet typu chemicznego. Fakt ten świadczy o dużym znaczeniu i doskonałości napędów niechemicznych o małych ciągach, zdolnych do długotrwałej pracy.

Możliwą do osiągnięcia prędkość lotu można uważać jako decydujące kryterium wartości i perspektyw napędu. Rozpatrując ruch ciał o zmiennej masie, uwzględniając przy tym zasady mechaniki relatywistycznej, można dojść do ogólnie obowiązującego, podstawowego równania dla ruchu rakiety podanego przez Ackereeta ¹⁾:

$$\frac{m_0}{m} = \left(\frac{1 + V/c}{1 - V/c} \right)^{c/2 C_e} \quad [4]$$

W granicznym przypadku, traktując wielkość m jako startową masę pocisku m_0 zmniejszoną o udział zabieranego środka napędowego, można z równania [4] obliczyć największą osiągalną prędkość lotu ²⁾. Dla napędu chemicznego wystarczająco dokładne wyniki uzyskuje się z prostszego równania, wynikającego z obliczenia granicy funkcji [4]:

$$\frac{m_0}{m} = \lim_{\substack{V/c \rightarrow 0 \\ C_e/c \rightarrow 0}} \left(\frac{1 + V/c}{1 - V/c} \right)^{c/2 C_e} = \exp V/C_e \quad [5]$$

Zależność ta jest znanym równaniem Ciółkowskiego, podawanym zazwyczaj w postaci:

$$V = C_e \ln m_0/m \quad [6]$$

Wykreślne przedstawienie funkcji [4] w układzie $V/c = f(m_0/m)$ dla różnych wartości parametru C_e/c podano na rys. 2.

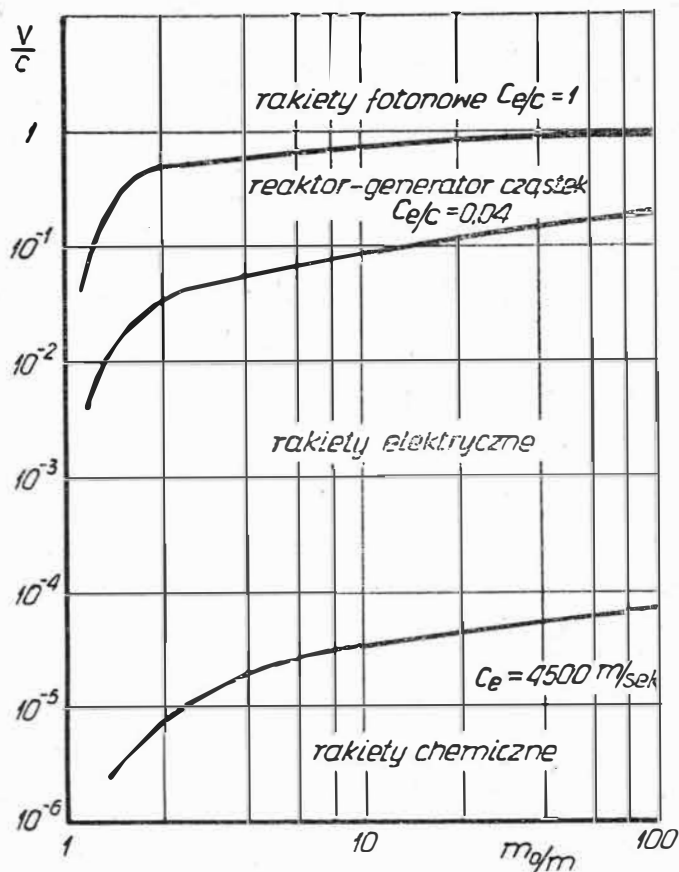
Znaczny postęp w zakresie prędkości lotu zależy wyłącznie od rozwoju i zastosowania napędów nowych typów o wielkich ciągach jednostkowych.

Powiększenie prędkości lotu przez zwiększanie parametru m_0/m , na przykład w wyniku stosowania chemicznych rakiet wielostopniowych lub dużych zapasów paliwa, jest mało efektywne i ograniczone względami konstrukcyjnymi. Na przykład, rozpadzenie jednostopniowej rakiety z silnikiem chemicznym ($C_e = 4500$ m/sek) do prędkości lotu $V = 3 \cdot 10^5$ m/sek jest zupełnie nierealne, ponieważ odpowiadający temu stosunek mas wynosi $m_0/m \approx 10^{29}$. Natomiast zadanie to może być z powodzeniem wykonane za pomocą rakietowego silnika jonowego.

Niewątpliwie zastosowanie w najbliższych latach napędów elektrycznych będzie dużym postępem w rozwoju techniki rakietowej i kolejnym skokiem jakościowym na drodze rozwoju napędów lotniczych w ogóle. Planowane zadania dla nowych napędów ograniczają się na razie do korygowania i zmian orbit satelitarnych oraz do napędu automatycznych sond międzyplanetarnych.

Różne koncepcje wykorzystania energii elektrycznej do otrzymania ciągu liczą już sobie dziesiątki lat. W roku 1906 pionier amerykańskiej techniki rakietowej R. H. Goddard podał zasadę pracy silnika jonowego. H. Oberth w klasycznym dziele „Wege zur Raumschiffahrt”, wydanym w 1929 r., rozważa w jednym z rozdziałów rakietowe sil-

niki elektryczne. Autor wspomina tam również o wcześniejszych pracach w tej dziedzinie, prowadzonych przez Rosjanina Ulińskiego. Po wojnie, a zwłaszcza w okresie ostatnich kilku lat, badania rakietowych silników elektrycznych nabrały dużego rozmachu. W USA pracują obecnie nad problemami nowych napędów rakietowych wybitni uczeni: D. B. Langmuir, E. Stuhlinger, R. H. Boden, A. T. Forrester, J. M. Sellen i inni. Badania eksperymentalne, rozpoczęte w 1958 r. w laboratoriach Rocketdyne Corp.,



Rys. 2. Względne prędkości lotu V/c w zależności od stosunku masy początkowej m_0 do masy rakiety w locie m

prowadzone są obecnie pod egidą NASA w kilkunastu ośrodkach naukowych. Prace w tej dziedzinie prowadzone w ZSRR na pewno nie poostają w tyle. Należy to wyraźnie podkreślić, że nowe napędy rakietowe wymagają lekkich i o dużych mocach generatorów i przemienników energii. Obecne zdobycze i stały postęp w dziedzinie energetyki jądrowej, przemienników energii oraz w dziedzinie bezwrtownikowych generatorów energii elektrycznej rodują nadzieję, że w okresie już kilku najbliższych lat rakietowe silniki elektryczne znajdą praktyczne zastosowanie.

Rodzaje rakietowych napędów elektrycznych

W omawianych napędach rakietowych, niezależnie od zasady ich działania i rodzaju czynnika roboczego, wyróżnia się trzy podstawowe zespoły:

- źródło energii cieplnej,
- przemiennik energii cieplnej na energię elektryczną,
- urządzenie wytwarzające ciąg.

Wysokowydajne źródła i przemienniki energii stanowią jeden z zasadniczych problemów omawianych silników. Wiąże się one ściśle również z zagadnieniami długotrwałego zasilania i sterowania aparatów pomiarowych, regulacyjnych, urządzeń łącznościowych, regeneracyjnych itp. Możliwe sposoby wytwarzania energii elektrycznej dla tych celów omówiono w dalszej części artykułu, po rozpatrzeniu zasad i problematyki wytwarzania ciągu przez wykorzystanie energii elektrycznej.

Metody przekształcania energii elektrycznej na ciąg można podzielić na termiczne, elektrostatyczne i elektromagne-

¹⁾ J. Ackereet: Zur Theorie der Raketen, Helv. Phys. Acta, r. 1946, tom 19. Prostsza drogą wyprowadził ten związek prof. Staniukowicz w ZSRR.

²⁾ Wylczone w ten sposób wartości (V) nie uwzględniają wpływu ciężenia i oporów lotu.

tyczne. Te kolejne metody wytwarzania ciągu, różniące się między sobą własnościami elektrycznymi czynników roboczych oraz sposobami udzielania im energii kinetycznej, są podstawą podziału ogółu raketowych silników elektrycznych na trzy grupy:

- I) elektrotermiczne — rozprężne,
- II) jonowe — elektrostatyczne,
- III) plazmowe — magnetohydrodynamiczne (m.h.d.).

Silnik elektrotermiczny składa się z konwencjonalnej komory raketowej z dyszą de Lavalą oraz z urządzenia elektrycznego nagrzewającego dopływający gaz. Temperatura gazu-czynnika i ciąg jednostkowy nie zależą tutaj tylko od rodzaju środka napędowego (jak to jest w raketowym silniku chemicznym), ale są przede wszystkim uzależnione od mocy nagrzewnicy oraz od wydatku gazu.

Zasadniczy problem tych silników polega na uzyskaniu dużej sprawności przemiany energii cieplnej na energię kinetyczną strumienia wylotowego. Intensywne nagrzewanie gazu do wysokiej temperatury może być najprościej zrealizowane za pomocą łuku elektrycznego. Wysoka temperatura wewnątrz łuku, sięgająca 50 tys. stopni, pozwala uzyskać średnią temperaturę w komorze silnika T_2 w zakresie od 3 do 12 tys. stopni. Odpowiadające prędkości wylotowe są rzędu kilkunastu do 25 km/sek.

Prędkość wypływu termodynamicznego jest, jak wiadomo, określona temperaturą i ciśnieniem:

$$C_e = \sqrt{2g \frac{\gamma}{\gamma_1} RT_2 \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_2} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} \quad [7]$$

gdzie R — stała gazowa

Powiększanie ciągu drogą podwyższania ciśnienia w komorach p_2 jest mało efektywne, ponieważ wywołuje to znaczny wzrost ciężaru zespołu napędowego. Drugi parametr — temperatura, daje o wiele większe możliwości, szczególnie w związku z rozwojem magnetohydrodynamiki. Wiąże się z tym jednak konieczność rezygnacji z paliw chemicznych i tym samym z prostej konstrukcji zespołu napędowego. Poza tym znacznie rozszerza się problem strat energii. Przy temperaturach pracy silnika elektrotermicznego zasadniczym źródłem strat stają się procesy dysocjacji i jonizacji gazów³⁾. Oba procesy rozpadu pochłaniają — jak wiadomo — ciepło i zmniejszają energię kinetyczną strumienia. Ograniczając straty wyłącznie do procesów rozpadu, energię cieplną doprowadzoną do gazu L_T określa wyrażenie:

$$L_T = (L_k + \alpha_d L_d + \alpha_{w=1} L_{w=1} + \alpha_{w=2} L_{w=2} + \dots) \quad [8]$$

gdzie:

- L_k — oznacza część energii L_T przekształconej na energię kinetyczną strumienia wylotowego,
- αL — określa odpowiednio energie zużytkowane na dysocjację i jonizację czynnika.

Miarą ponoszonych strat może być wielkość ε odnosząca energię kinetyczną strumienia wylotowego do jego energii całkowitej:

$$\varepsilon = L_k/L_T \quad [9]$$

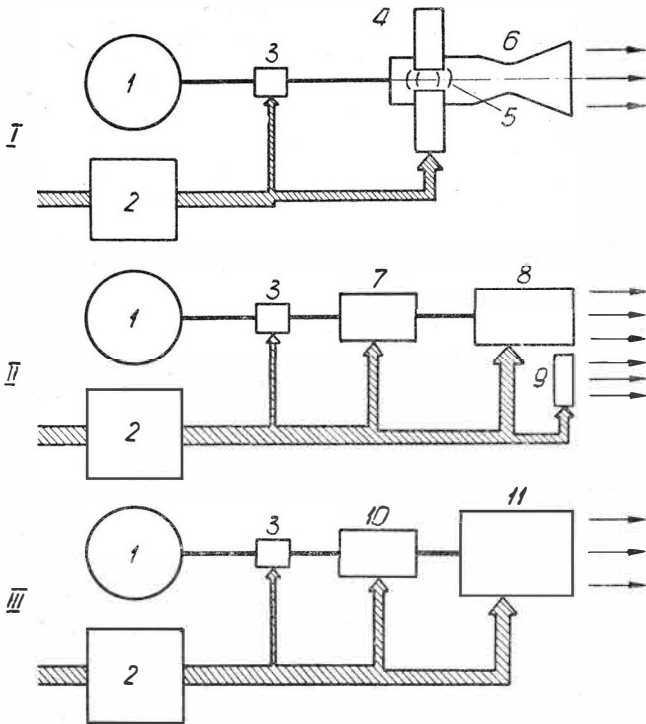
Wielkość ε , jako funkcję ciśnienia i temperatury czynnika, można wyznaczyć drogą określenia stopnia dysocjacji α_d oraz stopnia jonizacji α_w ze znanych równań fizyki statystycznej. Z zależności [7], [8] i [9] z równania na ciąg jednostkowy:

$$R_G = C_e/g = \frac{1}{g} \sqrt{2 L_k/m} \quad [10]$$

wynika wykres przedstawiony na rys. 4.

W zakresie przewidywanych ciągów jednostkowych silnika elektrotermicznego $R_G < 2500$ kG sek/kG, większa część doprowadzanej energii może być zatem nieużytecznie pochłaniana przez procesy rozpadu. Energia ta jest częściowo odzyskiwana w efekcie rekombinacji (łączenia) cząstek przy wypływie z dyszy. Eksperymenty dowodzą jednak, że wydzielana przy rekombinacji energia nie rozwiązuje problemu strat (dla wodoru krzywa przerywana na rys. 4), a dla helu i litu jest pomijalnie mała. Ciągi jednostkowe, znacznie przewyższające wartość $R_G = 2500$ kG sek/kG, są dla silnika elektrotermicznego nieosiągalne ze względu na trudności uzyskania w warunkach przepływowych odpowiednio wysokiej temperatury gazu. Tłumaczy się to wzrostem przewodności elektrycznej gazu przy podwyższeniu temperatury oraz szybkim w tych warunkach zużywaniem się elektrod.

³⁾ Powstająca w wyniku tego plazma, warunkująca działanie silników magnetohydrodynamicznych czy jonowych, jest tutaj zjawiskiem niepożądanym. Dlatego zaliczanie w niektórych publikacjach omawianego typu silnika do grupy silników plazmowych wydają się niestosowne.



Rys. 3. Typy raketowych silników elektrycznych: 1 — zbiornik środka napędowego, 2 — przemiennik energii cieplnej na energię elektryczną, 3 — regulator zasilania, 4 — elektrody, 5 — łuk elektryczny, 6 — silnik elektrotermiczny, 7 — komora jonizacyjna, 8 — akcelerator elektrostatyczny, 9 — promiennik elektronów, 10 — generator plazmy, 11 — elektromagnetyczny akcelerator plazmy

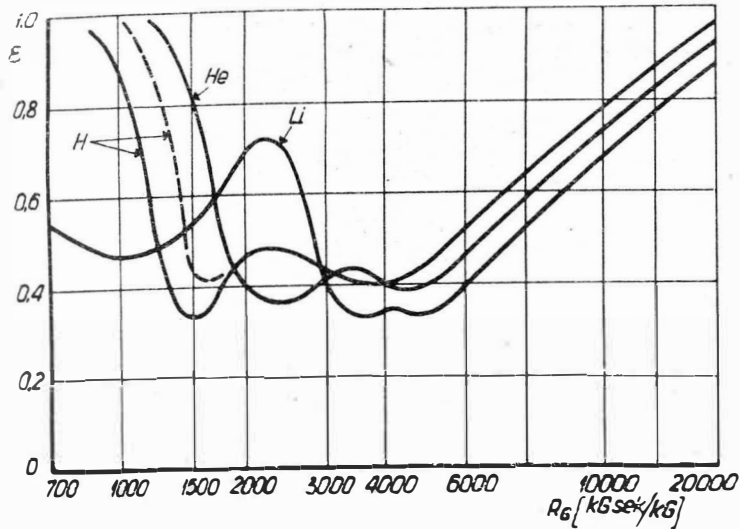
Zasada pracy raketowych silników jonowych polega na przyspieszaniu jonów w polu elektrycznym. Dostarczana do silnika energia elektryczna jest zużywana na podgrzewanie i jonizację czynnika roboczego, na wytworzenie elektrostatycznego pola przyspieszającego oraz przez układ neutralizacji elektrycznej wylotowego strumienia jonów. Neutralność elektryczna strumienia wylotowego warunkuje prawidłową i długotrwałą pracę silnika. W przeciwnym przypadku, wzrastający w miarę pracy potencjał elektryczny silnika uniemożliwia w końcu proces przyspieszania jonów. Silnik jonowy odznacza się dużą sprawnością i dużym ciągiem jednostkowym.

W silnikach plazmowych czynnik roboczy znajduje się w stanie plazmy, to znaczy stanowi obojętną elektrycznie mieszaninę atomów, jonów i elektronów. Plazma podlega przyspieszaniu w wyniku działania na nią sił elektrodynamicznych, towarzyszących przepływowi prądu w polu magnetycznym. Siły te, w prostszym przypadku działania na przewodnik z prądem, określa prawo Ampere'a-Laplace'a. Silnik jest urządzeniem odwracalnym i pozwala również jako generator magnetohydrodynamiczny przekształcać energię plazmy na prąd elektryczny.

W dalszej części artykułu omówiono problematykę i niektóre rozwiązania konstrukcyjne silników wymienionych typów.

Przy nieznacznych mocach i ciągach jednostkowych rzędu do 1000 kGsek/kg o sprawności silnika decydując znaczny udział strat ciepła doprowadzanego do ścianek komory (linia 7 na rys. 5).

Oceny teoretyczne, jak i badania doświadczalne przeprowadzone między innymi przez Camaca i Janesa (Avco-Everett Lab.) wyznaczają orientacyjnie obszar efektywnej pracy silników elektrotermicznych (rys. 5). Uważa się, że praktyczny zakres ciągu tych silników będzie się mieścić

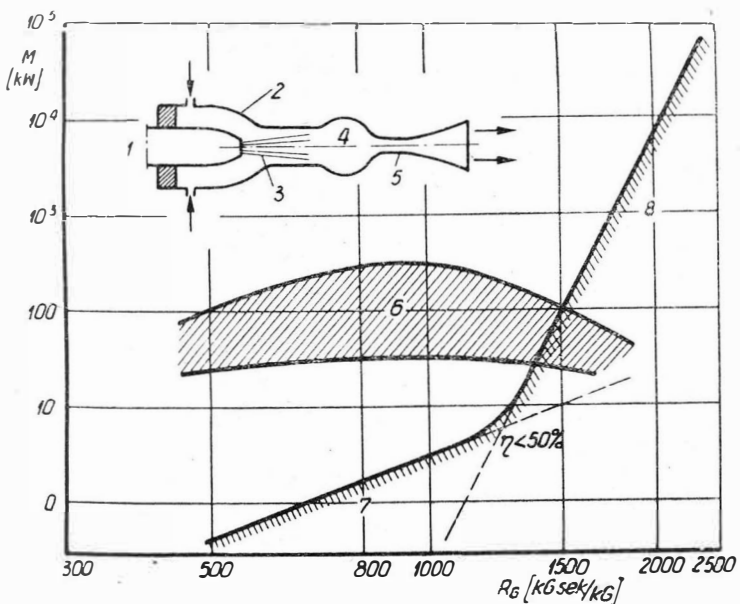


Rys. 4. Przebieg zależności $\epsilon = f(R_G)$ przy termodynamicznym przyśpieszaniu czynnika. Ciśnienie wodoru i helu — $p_2 = 10 \text{ kG/cm}^2$; dla par litu przyjęto $p_2 = 1 \text{ kG/cm}^2$

w granicach do kilku kilogramów. Wynika to stąd, że intensywne nagrzewanie gazu w łuku możliwe jest przy małych wydatkach.

Ustalono doświadczalnie, że spadek ciśnienia nie powinien być niższy od 1 kG/cm². Inaczej, sprawność silnika jest niska. Równomierne nagrzewanie gazu, korzystne ze względów przepływowych (komory wyrównawcze — rys. 5, 6) może być przyczyną znacznych strat ciepła przechodzącego do ścianek. Dlatego przepływ gazu należy organizować w ten sposób, aby uzyskać znaczne spadki temperatury gazu w kierunku promieniowym. Chodzi tutaj oczywiście o rozwiązanie optymalne.

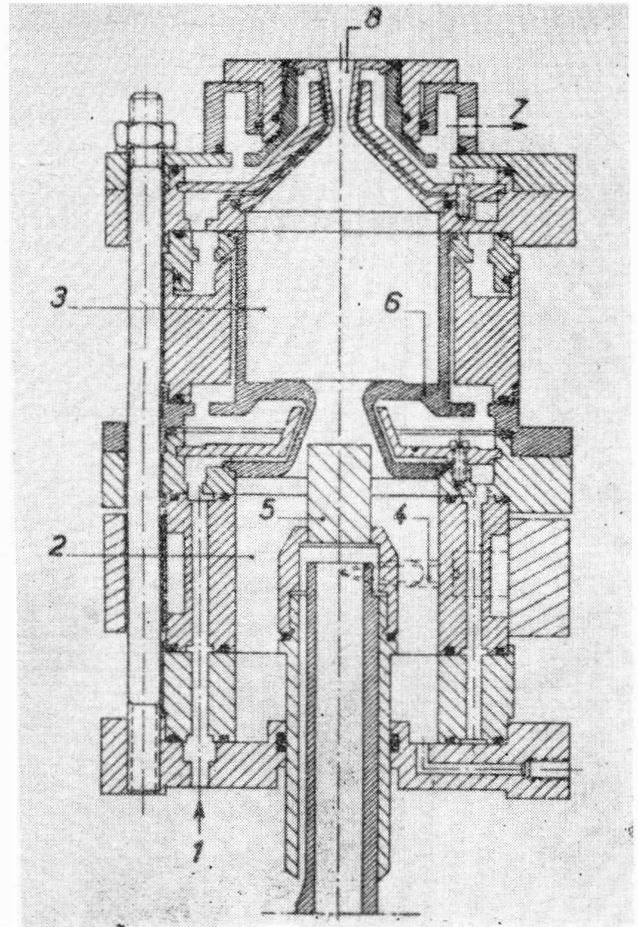
Rozwój tych silników, zmierzający w kierunku zwiększenia ich ciągu jednostkowego i czasu pracy, jest ograniczony głównie erozją (rozpylaniem) elektrod i dysz wylotowych. Na skutek tego zmniejsza się nie tylko czas pracy silnika,



Rys. 5. Charakterystyka optymalnych parametrów napędu elektrotermicznego, schemat silnika Avco-Everett: 1 — katoda, 2 — anoda, 3 — łuk elektryczny, 4 — komora wyrównawcza, 5 — dysza wylotowa, 6 — obszar przeprowadzanych badań doświadczalnych, 7 — linia odpowiadająca stratom na przejmowanie ciepła równym 0,5 L_T, 8 — linia strat ciepła równych 0,5 L_T powodowanych dysocjacją i jonizacją gazu

ale również ciąg jednostkowy w efekcie mieszania się ciężkich par metali z czynnikiem roboczym. Intensywne obciążenie cieplne, kilkakrotnie większe niż silników chemicznych, wymaga stosowania w konstrukcji najlepszych materiałów i pokryć żaroodpornych, z grafitem i materiałami ceramicznymi włącznie. Z drugiej strony, doniosłą rolę odgrywa układ chłodzenia zdolny do szybkiego odprowadzania dużej ilości ciepła. Szczególne znaczenie należy przypisać chłodzeniu elektrod. Jak wykazały badania, efektywne chłodzenie elektrod może kilkunastokrotnie zwiększyć żywotność silnika.

Do niedawna prowadzono wyłącznie badania przy zastosowaniu łuku elektrycznego prądu stałego. Dokonane ostatnio eksperymenty (General Electric Comp.) dowodzą, że łuk prądu zmiennego o wysokiej częstotliwości (przeprowadzono badania w zakresie $f = 3 - 25 \text{ kHz}$) jest korzystniejszy w zastosowaniu do napędu elektrotermicznego. Generatory i instalacje elektryczne są znacznie lżejsze, mniejsza jest erozja elektrod przy porównywalnych mocach. Stwierdzono także, że przejmowanie ciepła przez gaz jest bardziej intensywne. Ujemnym natomiast zjawiskiem, występującym zwłaszcza przy niższych częstotliwościach, jest



Rys. 6. Silnik elektrotermiczny — plazmotron, badany w Instytucie O.N.E.R.A. 1 — dopływ cieczy chłodzącej, 2 — komora nagrzewcza, 3 — komora wyrównawcza, 4 — dopływ gazu, 5 — katoda grafitowa, 6 — anoda miedziana, 7 — odpływ cieczy chłodzącej, 8 — dysza wylotowa

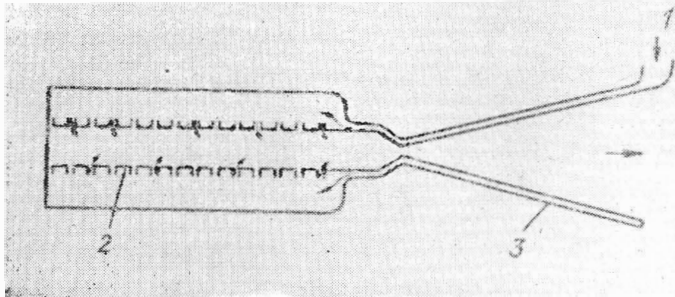
niestateczność łuku związana z ochładzaniem się plazmy podczas zmian biegunowości. Zjawisko to, występujące również przy prądzie stałym i mające zasadniczy wpływ na stateczną i długotrwałą pracę silnika, jest powodowane szeregiem przyczyn:

- zależny od parametrów łuku (odstęp elektrod, napięcie i natężenie prądu, natężenie i kształt pola elektrycznego i magnetycznego),
- od warunków przepływu i własności gazu,
- od zastosowanych w konstrukcji materiałów i ich stanu powierzchni.

Znaczny wpływ na osiągi silnika mają własności zastosowanych do napędu gazów. Efektywne działanie łuku elektrycznego, dające duży ciąg jednostkowy i dużą sprawność silnika, wymaga, aby gaz roboczy odznaczał się małym ciężarem cząsteczkowym i dużą przewodnością cieplną. Przy wysokich temperaturach pracy silnika chodzi przede wszystkim o możliwie małą energię dysocjacji i jonizacji

gazu. W przeprowadzonych badaniach najlepsze rezultaty dały hel, wodór i lit. Podobnie również, jednak z gorszym rezultatem dało zastosowanie azotu, argonu i amoniaku — wygodnego w eksploatacji.

Jak wynika z nielicznych publikacji, omawiane silniki badane przy mocach prądu elektrycznego do kilkuset kW, dla zakresu ciśnień w komorach 0,5—5 kG/cm² osiągały ciąg od 0,15 do 4,5 kG, przy prędkościach wylotowych czynnika w granicach 5—15 km/sek. Sprawność ogólna mieściła się w zakresie 15—70%. Największe sprawności uzyskiwano przy regeneracyjnych systemach chłodzenia.



Rys. 7. Silnik elektrotermiczny z regeneracją ciepła nagrzewany elektrycznie: 1 — wlot gazu roboczego, 2 — wolframowy wymiennik ciepła nagrzewany elektrycznie, 3 — dysza wylotowa

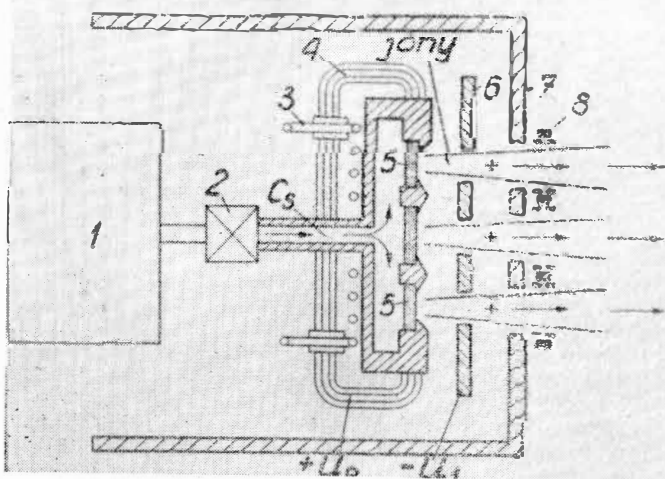
Obecnie trudno jeszcze mówić o wszechstronnej ocenie i perspektywach rozwojowych napędu elektrotermicznego. Pozytywna jest ocena przez te silniki wskazuje, że górują one nad napędem chemicznym ciągiem jednostkowym. Z drugiej strony są one zależne od rozwijania większych ciągów w porównaniu z silnikami jonowymi czy plazmowymi. W szeregu przypadkach mogą one skutecznie konkurować z wymienionymi napędami, zwłaszcza przy stosowaniu środków napędowych w stanie ciekłym i stałym.

Dalszy rozwój w kierunku powiększania ciągu rakietowych silników termicznych będzie prawdopodobnie polegał na bezpośrednim nagrzewaniu środka napędowego w reaktorze jądrowym. Reaktorowe zespoły napędowe będą pracować raczej przy niewysokich temperaturach, ale duże wydatki środków napędowych pozwolą na rozwijanie znacznych ciągów przewyższających wielokrotnie ciężar tych urządzeń.

Silniki jonowe — elektrostatyczne

Możliwe rozwiązania konstrukcyjne silników jonowych różnią się typami jonizatorów, akceleratorami oraz urządzeniami do usuwania poza obręb silnika swobodnych elektronów powstających w procesie jonizacji. Ogólną zasadę działania silników jonowych wyjaśnia podany na rys. 8 schemat konstrukcyjny amerykańskiego silnika EOS.

Do napędu silnika zastosowano cez — metal odznaczający się najniższym potencjałem jonizacyjnym i stosunkowo dużym ciężarem atomowym. Pary cezu, wytworzone w ogrzewanym zbiorniku, przenikają pod własnym ciśnieniem przez nagrzaną porowatą wolfram i ulegają jonizacji.



Rys. 8. Silnik elektrostatyczny E.O.S. z jonizatorem kontaktowym: 1 — zbiornik cezu, 2 — zawór regulacyjny, 3 — grzejnik, 4 — izolacja cieplna, 5 — porowaty wilfram, 6 — elektroda przyspieszająca, 7 — korpus silnika, 8 — promiennik elektronów

Następnie jony cezu są przyspieszane w polu elektrostatycznym na skutek różnicy potencjałów między jonizatorem $+U_0$, a elektrodą akceleracyjną $-U_1$. Zadanie neutralizacji elektrycznej spełnia połączony z jonizatorem termoeemisyjny promiennik elektronów. Osiągana w ten sposób obojętność elektryczna strumienia wylotowego zapewnia neutralność elektryczną silnika, a poza tym zmniejsza szkodliwy wpływ ładunku przestrzennego, objawiający się spadkiem gęstości prądu jonowego. Blizsze omówienie problemów napędu jonowego ułatwi znajomość podstawowych związków analitycznych, dotyczących ruchu jonów w polu elektrycznym.

Z porównania energii kinetycznej strumienia jonów do pracy prądu jonowego wynika wzór:

$$C_e = \sqrt{\frac{2 w e U}{m_j}} = \sqrt{\frac{2000 w e N U}{A}} \quad [11]$$

W jednostce czasu przepływa przez silnik $i/w \cdot e$ jonów. Masa jonu (w kg) równa się:

$$m_j = A \cdot 10^{-3}/N \quad [12]$$

Zatem wydatek masowy czynnika wynosi:

$$\frac{dm_j}{dt} = \frac{A i 10^{-3}}{w e N} \quad [13]$$

Z podanych równań [11—13] wynika, że ciąg silnika jonowego wyraża się wzorem:

$$R = i \sqrt{\frac{A U}{500 w e N}} \quad [14]$$

przystosowanym do układu jednostek MKSA. Równanie [14] dla jonów jednowartościowych przyjmuje postać:

$$R = 1,44 \cdot 10^{-4} i \sqrt{A U} \quad [15]$$

Uzyskiwane obecnie, nieznaczne prądy jonowe (rzędu mA na 1 cm²) są ograniczone procesem jonizacji, a przede wszystkim wpływem ładunku przestrzennego. W układach nieliniowych prawo Ohma nie obowiązuje. Natężenie prądu przy obecności ładunku przestrzennego określa prawo Childa-Langmuira:

$$i = \frac{4}{9} \epsilon_0 S \sqrt{\frac{2 e}{m_j} \frac{U}{d^2}} \quad [16]$$

gdzie: ϵ_0 — stała dielektryczna próżni ($8,86 \cdot 10^{-12}$ F/m),

S — powierzchnia emisyjna anody (jonizatora),

d — odległość elektrod (długość drogi przyspieszania).

W związku z równaniem [16] wzór na ciąg silnika przyjmuje postać:

$$R = \frac{8}{9} \epsilon_0 S \left(\frac{U}{d} \right)^{3/2} \quad [17]$$

Jak widać, przy istnieniu ładunku przestrzennego ciąg silnika zależy od powierzchni przekroju poprzecznego strumienia oraz od natężenia pola elektrycznego U/d . Bardziej przejrzystą formę równania [17] uzyskuje się przez podstawienie wartości U wyznaczonej z równania [11]:

$$R = 1,967 \cdot 10^{-12} S \left(\frac{m_j}{w e d} \right)^{3/2} C_e^3 \quad [18]$$

Sformułowanie funkcji na ciąg w postaci $R = f(C_e)$ jest celowe z tego względu, że ciąg jednostkowy jest podstawowym parametrem silnika, a w przypadku rakietowych silników elektrycznych — określa ich ciężar i zakres zastosowania. Równania [17—18] są przybliżone w wyniku założeń dotyczących prawa Childa-Langmuira.

Parametry silnika jonowego, jego sprawność i długość trwania pracy zależą od przebiegu procesów jonizacji, przyspieszenia i elektrycznej neutralizacji czynnika.

Procesy jonizacji

Miara przydatności środka napędowego dla silnika jonowego jest wartość ciężaru atomowego lub cząsteczkowego odniesiona do potencjału jonizacji danego pierwiastka czy związku chemicznego. Czym wartość stosunku A/U_j jest

większa, tym „paliwo” jest lepsze. Poza tym najbardziej korzystne są jony jednowartościowe, na co wskazuje równanie [18]. Takie pierwiastki, jak Cs, Rb, Li, Na, K, Hg, U — odpowiadają tym wymaganiom. Dobór środka napędowego uzależniony jest również od aktywności chemicznej, toksyczności par (warunki laboratoryjne), wygody w eksploatacji i wreszcie od ceny, która na przykład dla cezu i rubidu jest rzędu ceny złota.

Silnikowe źródła jonów powinny wyróżniać się dużą wydajnością i zdolnością do długotrwałej pracy. Zadania te najlepiej spełniają jonizatory dwóch rodzajów:

— jonizatory typu kontaktowego, pracujące na zasadzie stykania się par jonizowanych z rozgrzаныmi powierzchniami metali;

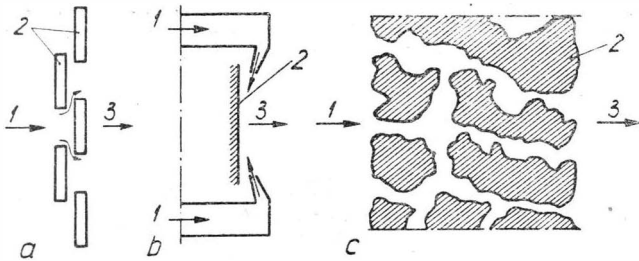
— jonizatory, w których ośrodek jonizuje się na skutek bombardowania elektronowego przy wyładowaniach elektrycznych.

Materiałem na jonizatory kontaktowe mogą być metale o małej aktywności chemicznej (W, Pt, Ta, Th) wyróżniające się znaczną energią wiązania elektronów.

Wydajność procesu określa stopień jonizacji:

$$\alpha = n_j/n_a \quad [19]$$

który przyjęto jako stosunek ilości jonów do atomów nie zjonizowanych, oddalonych z powierzchni metalu. Zależ-



Rys. 9. Schematy jonizatorów kontaktowych: a — labiryntowy, b — płytkowy, c — porowaty; 1 — pary czynników jonizowanych, 2 — nagrzane elementy jonizujące, 3 — pary zjonizowane

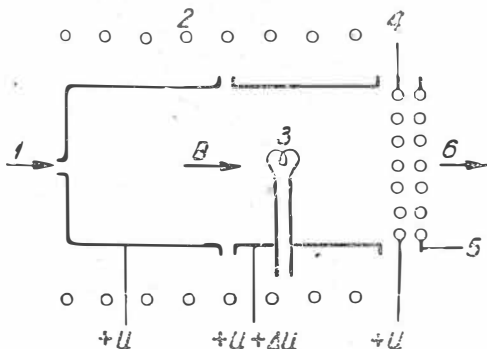
ność stopnia jonizacji par (α) od temperatury jonizatora kontaktowego określa równanie Sahy-Langmuira:

$$\alpha = \frac{g_j}{g_a} \exp \frac{e(\varphi - U_j)}{kT} \quad [20]$$

Wielkości g_j i g_a są statystycznymi ciężarami jonów i atomów po procesie jonizacji. Zależą one od liczb kwantowych, to jest od stanu wzbudzenia atomu. Dla metali alkalicznych $g_j/g_a = 0,5$. Wielkość $e(\varphi - U_j)$ jest różnicą między pracą wejścia elektronu z powierzchni metalu jonizatora $e\varphi$ a energią jonizacji atomu pary poddanej procesowi. Jonizacja kontaktowa nie zawsze jest możliwa i wymaga takiego kojarzenia materiałów, aby różnica $(\varphi - U_j)$ była możliwie największa. Dobre wyniki uzyskiwano przy jonizacji cezu na wolframie porowatym.

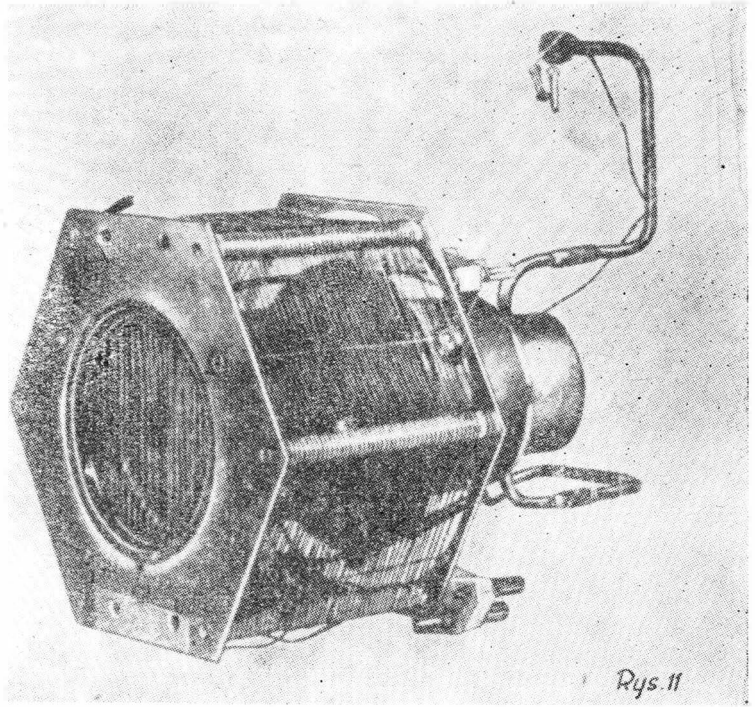
Jonizatory, pracujące na zasadzie bombardowania elektronowego, są w swej istocie źródłami plazmy, skąd jony są odpowiednio wyprowadzane za pomocą pola elektrycznego. W silniku jonowym wykonanym w ośrodku badawczym w USA (NASA-Lewis Research Center) zastosowano tego typu jonizator, a jego schemat podaje rys. 10.

Emitowane z katody elektrony wprowadzone są w ruch wirowy na skutek działania pola magnetycznego B . W kon-



Rys. 10. Jonizator elektromagnetyczny: 1 — pary Hg, 2 — cewka, 3 — katoda gorąca, 4 — siatka ekranująca, 5 — siatka przyspieszająca, 6 — strumień przyspieszonych jonów Hg

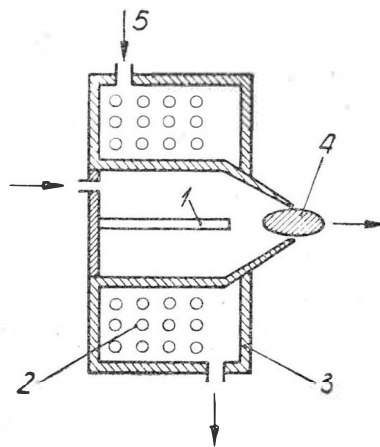
sekwencji droga elektronów w środowisku neutralnych atomów jest dłuższa i proces jonizacji staje się wydajniejszy. Potencjały $+U$ utrzymują promieniowy kierunek ruchu elektronów. Powstające jony dodatnie są kierowane na skutek różnicy potencjałów ΔU do siatki przyspieszającej.



Rys. 11. Widok ogólny silnika NASA IRC

Szczególnie intensywnym źródłem jest łuk elektryczny ujęty zewnętrznym polem magnetycznym. Schemat takiego urządzenia podano na rys. 12.

Silne pole magnetyczne przeciwdziała wyładowaniom elektrycznym w kierunku promieniowym. Wskutek tego powstaje łuk elektryczny w kierunku osiowym o dużej gęstości prądu.



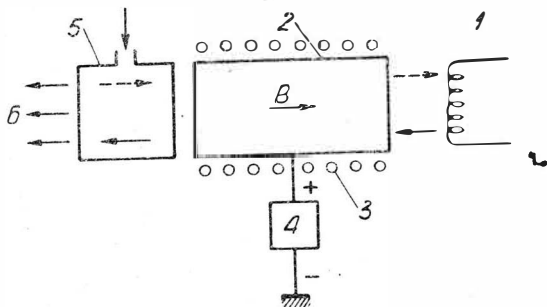
Rys. 12. Duoplazmotron Ardennego: 1 — katoda, 2 — cewka, 3 — korpus, 4 — plazma, 5 — dopływ chłodziwa

Podstawowy warunek długotrwałej pracy jonizatora może być z powodzeniem spełniony przy wykorzystaniu elektromagnetycznego układu Penninga. W układzie tym wysoki potencjał anody rzędu kilku kV pozwala zastosować katodę „zimną”. Pole elektromagnetyczne wprowadza elektrony w ruch oscylacyjny.

Długość jonizatora i ciśnienie jonizowanych par powinny być tak dobrane, aby droga oscylacji elektronów była większa od ich średniej drogi swobodnej. Ubytek elektronów na skutek rozproszenia w procesie jonizacji uzupełnia katoda.

Niemniej korzystny pod względem długotrwałego działania może być bezelektrodowy jonizator wysokiej częstotliwości. Jego zasada działania opiera się na właściwościach obwodu elektrycznego z pojemnością i indukcyjnością (obwód drgający LC). Powstające przy oscylacyjnych rozładowaniach kondensatora szybkozmienne pole elektromagnetyczne oddziałuje termicznie na czynnik i jonizuje go.

Parametry silnika jonowego zależą przede wszystkim od doskonałości źródła jonów. Od postępu w tej dziedzinie zależy w dużym stopniu rozwój silników jonowych. Jonizatory typu kontaktowego są proste i pewne w działaniu.



Rys. 13. Jonizator oscylacyjny typu Penninga: 1 — katoda „zimna”, 2 — anoda, 3 — cewka, 4 — źródło energii elektrycznej, 5 — komora jonizatora, 6 — wypływ jonów

Jednak ich zastosowanie ogranicza się w zasadzie do par metali alkalicznych i związane jest ze stosunkowo dużymi stratami ciepła przez promieniowanie. Jonizacja promieniami katodowymi jest metodą bardziej uniwersalną, może być stosowana do dowolnych ośrodków, ale z drugiej



Rys. 14

Rys. 14. Silnik jonowy z lampowym generatorem drgań Hartleya ($f = 27$ MHz). Średnica komory silnika — 60 mm, ciąg — 0,3 G

strony wymaga układów dokładnej regulacji. Nieznaczne bowiem zmiany ciśnienia jonizowanych ośrodków mają duży wpływ na przebieg procesu.

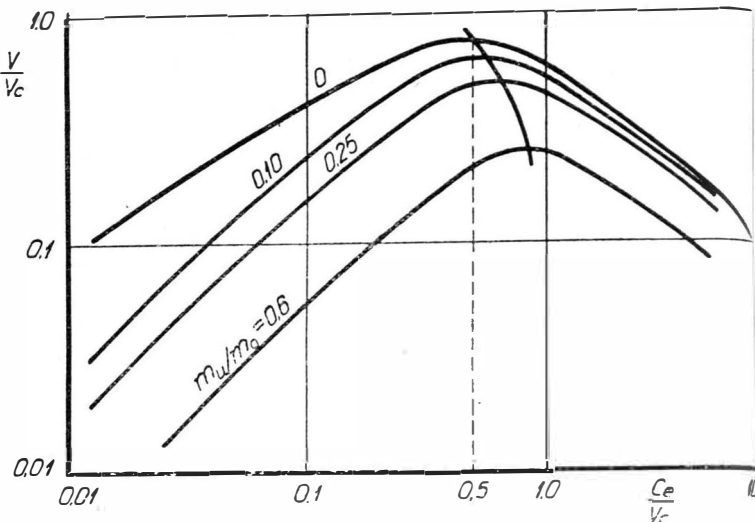
Akceleratory jonów

Zadaniem akceleratora jest nadanie jonom prędkości wylotowej C_e , która decyduje o ciągu silnika. Rząd wielkości C_e jest uzależniony od mocy, a tym samym od ciężaru generatora i przemiennika energii. Prosta analiza wykazuje, że duże prędkości cząstek, spotykane w eksperymentach fizyki jądrowej, są przy wytwarzaniu ciągu niekorzystne ze względu na duży ciężar urządzeń. Przyjmując masę konstrukcji rakiety jako proporcjonalną do mocy zespołu napędowego ($m_k = aM$) oraz założenie, że moc generatora energii — reaktora jądrowego — jest zużywana w całości do przyspieszania jonów równanie Ciolkowskiego [6] przyjmuje postać:

$$\frac{V}{V_c} = \frac{C_e}{V_c} \ln \frac{1 + (C_e/V_c)^2}{m_u/m_o + (C_e/V_c)^2} \quad [21]$$

gdzie: $V_c = \sqrt{2t_R/a}$, t_R — czas pracy silnika,
 a — masa generatora energii na jednostkę mocy,
 m_u/m_o — stosunek masy użytkowej pocisku rakietowego do masy startowej.

Z rys. 15 widać, że optymalna prędkość (C_e) mieści się w granicach: $0,5 V_c < C_{eopt} < V_c$. Ciężary jednostkowych zespołów energetycznych i przewidywany czas pracy silników rzędu kilkunastu miesięcy określają zakres prędkości $C_{eopt} = 10 \div 100$ km/sek. W perspektywie, szczególnie przy długich lotach, zakres optymalny może być znacznie rozszerzony. Wynikający z równania [11] odpowiedni potencjał przyspieszający (rzędu kilku kV) jest podstawą pro-



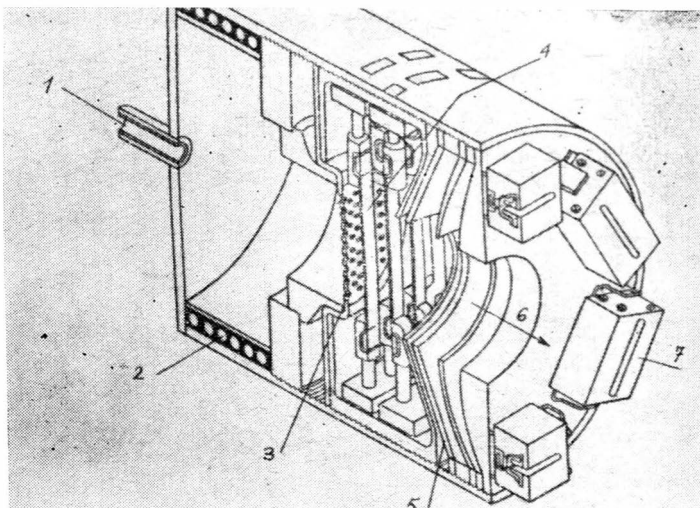
Rys. 15. Przebieg parametru V/V_c równania [21]

jektu akceleratora. Najprostszym sposobem udzielenia jonom energii kinetycznej jest zastosowanie elektrostatycznego akceleratora liniowego. Elektrodamy przyspieszającymi mogą być: siatki, pierścienie współosiowe (elektrody Pierce'a) lub wielootworowe elektrody płaskie, zależnie od wielkości wymiarów geometrycznych akceleratora.

Ekonomiczne wykorzystanie zdolności generacyjnej źródła jonów jest uwarunkowane krótką drogą przyspieszania [równania 16—18] rzędu mm, a nawet ułamków mm. Z drugiej strony mała odległość elektrod d znacznie utrudnia proces neutralizacji strumienia jonowego. Istotną korzyść polegającą na możliwości zwiększenia odstępów między elektrodami bez zmniejszenia gęstości prądu, może dać układ elektrod przyspieszająco-hamujących.

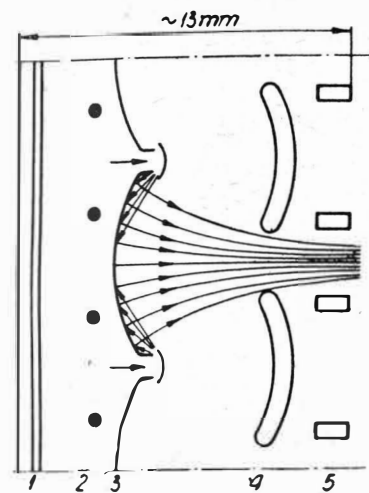
Przy dużych mocach i napięciach rzędu dziesiątek i setek kV brane są pod uwagę również akceleratory wielostopniowe.

Ważnym problemem procesu przyspieszania jest konieczność zapewnienia dokładnego ogniskowania (kolimacji) strumienia jonów. W przeciwnym razie elementy akceleratora ulegają erozji i szybkiemu zniszczeniu na skutek bombardowania jonami. Rolę elementów ogniskujących — soczewek jonowych — mogą spełniać elektrody pierścieniowe na wzór cylindrów Wehnelta lub soczewki typu magne-



Rys. 16. Układ konstrukcyjny silnika jonowego NASA: 1 — przewód doprowadzający parę Cs, 2 — grzejnik elektryczny przeciwdziałający kondensacji pary, 3 — rozdzielacz pary, 4 — jonizator labiryntowy, 5 — elektrody Pierce'a, 6 — wylotowy strumień jonów, 7 — promienniki elektronów układu neutralizacji

tycznego znane w technice lamp elektronowych. Efekt ogniskowania strumienia można również uzyskać przez odpowiednie ukształtowanie powierzchni jonizatorów kontaktowych (rys. 17).

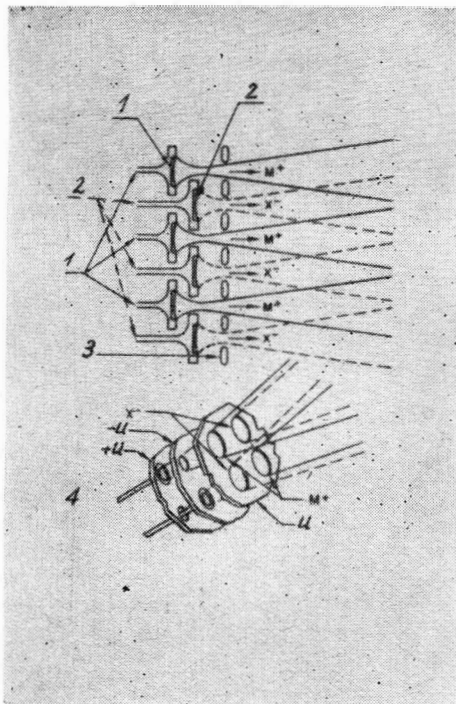


Rys. 17. Przekrój podłużny silnika jonowego z jonizatorem reflektorowym (potencjał przyspieszający — 6 kV, skala 3:1): 1 — osłona cieplna, 2 — grzejnik elektryczny, 3 — jonizator kontaktowy, 4 — elektroda przyspieszająca, 5 — promienniki elektronów

Kolimację reflektorową warunkuje wysoki potencjał jonizatora. Przy niepełnej jonizacji czynnika dokładne ujęcie toru jonów jest utrudnione jonizacją przypadkową atomów neutralnych w wyniku ich zderzeń z jonami. Powodowana tym erozja elektrod może być zmniejszona przez odpowiedni dobór materiałów trudno rozpylających się pod wpływem bombardowania jonowego takich jak: nikiel, molibden, stale stopowe i aluminium.

Proces neutralizacji

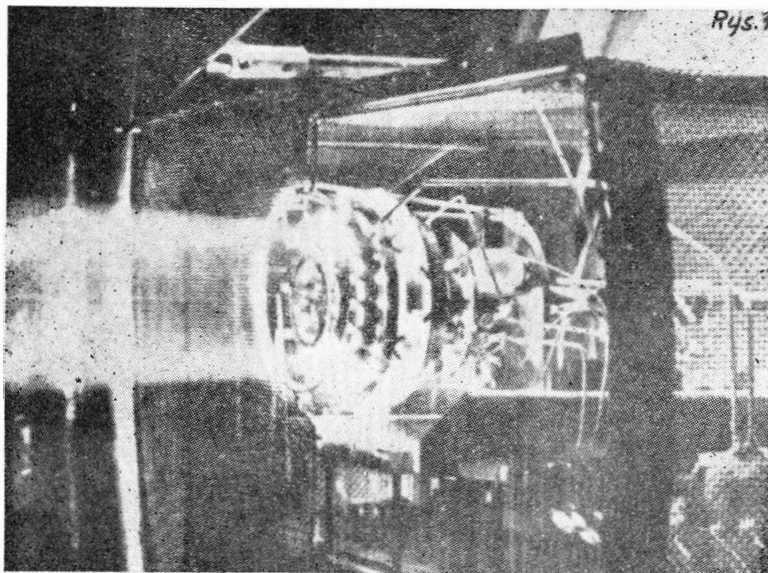
Kompensacja ładunku przestrzennego polega na ejejkcji elektronów do strumienia przyspieszonych jonów. Równe prądy elektronów i jonów, łączące się w obszarze za elek-



Rys. 18. Schemat silnika jonowego z neutralizacją samoczynną: 1 — wielootworowa anoda — jonizator metali alkalicznych, 2 — katoda-źródło jonów ujemnych X^- , 3 — elektroda przyspieszająco-hamująca, 4 — widok perspektywiczny fragmentu silnika

trodą akceleratora, dają w wyniku strumień wylotowy elektrycznie obojętny. Prosty sposób otrzymania odpowiedniego prądu elektronów polega na zastosowaniu układu gorących katod połączonych z jonizatorem — źródłem elektronów swobodnych. Układ taki ma cechy urządzenia z regulacją samoczynną. Neutralizacja ładunku przestrzennego staje się trudniejsza przy znacznych prędkościach jonów i może być przyczyną niestatecznej pracy silnika. Ciąg silnika i jego czas pracy zależą w dużym stopniu od sposobu i jakości neutralizacji.

Obiecującym rozwiązaniem zagadnienia neutralizacji wydaje się koncepcja silnika, w którym czynnikiem roboczym obok dodatnich jonów metali alkalicznych M^+ są jony ujemne X^- takich pierwiastków i ich związków, jak I, Br, Cl, F.



Rys. 19. Silnik jonowy podczas próby laboratoryjnej (Hughes Research Center). Średnica komory silnika — 75 mm, ciąg — 45 G

Rozmieszczenie jonizatorów w układzie szachownicy zapewnia racjonalną neutralizację strumieni wylotowych. Poza tym ze względów regulacyjnych korzystne jest kojarzenie pierwiastków czy związków o zbliżonych ciężarach. Warunek ten spełniają takie połączenia pierwiastków jak np: $K^+ - Cl^-$, $Rb^+ - Br^-$, $Cs^+ - I^-$, których stosunek ciężarów jest bliski jedności.

Silniki jonowe stwarzają cały szereg problemów, które wymagają praktycznego rozwiązania. Zasadniczą rolę mają tutaj wydajne źródła jonów, zdolne do długotrwałej pracy. Szczególne znaczenie ma całkowita jonizacja środka napędowego. Rozwiązuje ona w znacznym stopniu problem dokładnego ogniskowania strumienia jonów. Proces neutralizacji przy dużych prędkościach strumienia, z zachowaniem statecznej pracy silnika, jest jednym z trudniejszych problemów napędu jonowego. Obecnie, czas pracy silników jonowych w warunkach laboratoryjnych sięga kilkuset godzin.

Opracowanie praktycznej konstrukcji, przeznaczonej do kilkuletniej pracy, sprowadza się do realizacji najwyższych wymagań w zakresie materiałów konstrukcyjnych (żaroodporność, mała aktywność chemiczna, odporność na erozję, niewrażliwość na promieniowanie radioaktywne), środków napędowych i układów regulacyjnych.

d. c. w nast. zeszytcie

PRASA TECHNICZNA

podnosi wasze kwalifikacje zawodowe —
czytajcie i rozpowszechniajcie

PRASĘ TECHNICZNĄ

Układy przetwornic tranzystorowych stosowanych w lotnictwie

W artykule tym omówiono zasadę działania tranzystorowej przetwornicy dwutaktowej oraz omówiono układy przetwornic tranzystorowych stosowanych w lotnictwie.

W związku z ogólną miniaturyzacją pokładowej aparatury elektronicznej zaistniała konieczność zastosowania małych, ekonomicznych i pewnych w eksploatacji źródeł zasilania.

W pokładowej aparaturze podstawowymi źródłami pierwotnymi niskiego napięcia są baterie akumulatorowe. Dotychczas zasilanie obwodów prądu zmiennego i obwodów wysokonapięciowych odbywało się za pomocą przetwornic maszynowych i wibratorowych.

Jednakże przetwornice maszynowe i wibratorowe w zastosowaniu do przetwarzania małej mocy posiadają mały współczynnik sprawności.

W ostatnich latach szerokie zastosowanie znalazły przetwornice tranzystorowe.

O szerokim zastosowaniu tych przetwornic zadecydowały: wysoki współczynnik sprawności, mały ciężar i gabaryty, brak części ruchomych i duża pewność pracy.

W tabeli 1 przytoczone są średnie dane techniczne trzech rodzajów przetwornic produkcji amerykańskiej [lit. 1].

Jak wynika z tej tabeli wszystkie parametry przetwornic tranzystorowych, z wyjątkiem zakresu temperatury pracy, przewyższają parametry przetwornic maszynowych i wibratorowych.

W tabeli 2 przytoczone są dane techniczne przetwornic tranzystorowych Firmy Varo.

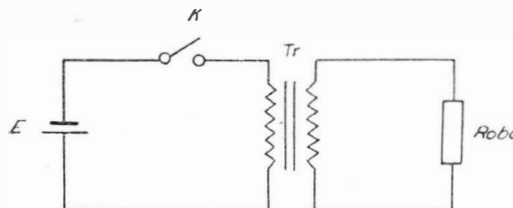
Z powyższych danych wynika, że przetwornice tranzystorowe posiadają znaczną przewagę nad przetwornicami maszynowymi i wibratorowymi.

Największą ich dotychczasową wadą — niewysoka temperatura pracy — została w ostatnim czasie usunięta dzięki zastosowaniu krzemowych tranzystorów mocy o dopuszczalnej temperaturze pracy do $+200^{\circ}\text{C}$.

W wyniku tego obecnie w USA (Delco Radio, Texas Instruments) produkuje się masowo przetwornice tranzystorowe o temperaturze pracy $+125^{\circ}\text{C}$, a nawet i o temperaturze $+150^{\circ}\text{C}$.

Przetwornica dwutaktowa w układzie Royera [lit. 2]

Najprostsze urządzenie pozwalające zrealizować przetwarzanie składa się z transformatora, którego uzwojenie pierwotne jest okresowo włączane za pomocą klucza na źródło napięcia stałego. Uzwojenie wtórne jest załączone na oporność obciążenia (rys. 1).

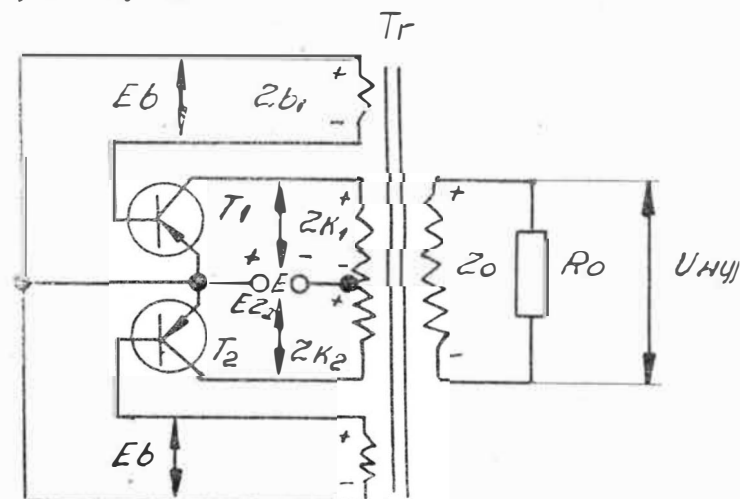


Rys. 1. Schemat ideowy najprostszego urządzenia przetwarzającego

Idealny klucz powinien posiadać oporność równą zero w stanie zamkniętym i nieskończenie wielką w stanie otwartym.

Z charakterystyk tranzystora wynika, że oporność kolektora dla prądu stałego w obszarze nasycenia jest bardzo niska, a oporność w stanie zatkania nie mniej niż 10 kiloomów.

Do przetwarzania większej mocy stosuje się układ przetwornicy dwutaktowej. Uproszczony schemat przetwornicy jest na rys. 2.



Rys. 2. Schemat ideowy przetwornicy w układzie Royera

Tranzystory T_1 i T_2 grają rolę przełączników, które kolejno są odytkane i podłączają napięcie wejściowe E do uzwojenia pierwotnego z_k transformatora. Transformator jest wykonany z materiału o prostokątnej pętli histerezy.

Układ pracuje następująco: przy włączeniu napięcia zaczyna przewodzić jeden z tranzystorów, na przykład T_1 . Przy tym przez uzwojenie z_{k1} płynie prąd I_k , wytwarzający strumień Φ_1 w rdzeniu, powodujący zaindukowanie się w uzwojeniu z_{k1} napięcia E_{zk1} z polaryzacją taką jak na rys. 2.

$$E_{zk1} = E - \Delta U_k$$

Tablica 1

Dane techniczne	Przetwornice maszynowe	Przetwornice wibratorowe	Przetwornice tranzystorowe
Napięciowyk sprawności, %	~ 60	~ 70	~ 80
Moc w watach na 1kg ciężaru	~ 20	~ 13	~ 65
Moc w watach na 1cm ³ objętości	~ 0,04	~ 0,02	~ 0,07
Temperatura pracy	-55 - (+105)	(-55) - (+105)	(-55) - (+75)
Zakłócenia elektryczne	znaczące	znaczące	bardzo małe
Oporność na wstrząsy i wibracje	Istnieje możliwość przewidywania i pracy z powodu słabego styku szczotek	Istnieje możliwość przewidywania i pracy z powodu słabych styków	Praktycznie nie reagują
Obsługa	potrzebna	potrzebna	nie potrzebna

Tablica 2

Moc, VA	18	250	600	2500
Nykonanie	jednofazowe	jednofazowe - trójfazowe	jednofazowe - trójfazowe	trójfazowe
Napięcie wejściowe, V	28 ± 2,6	26 - 29	25 - 29	28 ± 2,0
Częstotliwość, Hz	400 ± 0,4	400 ± 0,4	400 ± 0,4	400 ± 4
Współczynnik sprawności przy nominalnym obciążeniu, %	> 60	80	85	85
Zamortyzacja harmonicznych, %	< 5	< 10	< 5	6
Ciężar, kg	0,9	4,3	6,5	15,9
Wymiary, cm	11,2 × 24 × 41	26,4 × 15,2 × 8,9	26,7 × 20,3 × 12,7	41,0 × 24,8 × 19,0
Moc w VA na 1kg ciężaru	20	58	??	126
Moc w VA na 1cm ³ objętości	0,05	0,07	0,07	0,1

gdzie ΔU_k — spadek napięcia na przewodzącym tranzystorze T_1 , E — napięcie źródła zasilania.

Również na uzwojeniu z_{k2} indukuje się napięcie $E_{zk2} = E_{zk1}$ (ponieważ $z_{k1} = z_{k2}$), które dodając się do napięcia zasilania, przykładane jest na kolektor tranzystora T_1 .

Jednocześnie w uzwojeniach z_{b1} i z_{b2} indukują się napięcia.

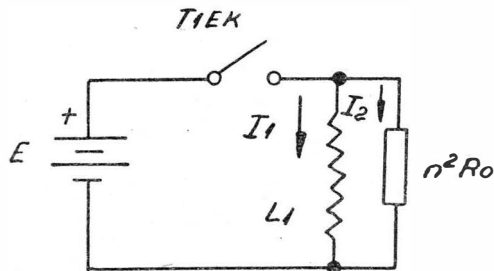
$$E_{zb1} = E_{zb2} = (E - \Delta U_k) \frac{z_b}{z_k}$$

ponieważ

$$z_{b1} = z_{b2} = z_b \text{ i } z_{k1} = z_{k2} = z_k$$

Polaryzacja napięć na uzwojeniach z_{b1} i z_{b2} jest taka, że tranzystor T_1 był odetkany, a tranzystor T_2 zatkany napięciem E_b .

Układ z rys. 2 można zobrazować uproszczonym schematem zastępczym (rys. 3). W tym układzie źródło zasilania E jest przez małą oporność tranzystora przewodzącego przy-



Rys. 3. Uproszczony schemat układu z rys. 2

łożone na równoległe połączenie indukcyjności L_1 uzwojenia pierwotnego i sprowadzonej oporności obciążenia $n^2 R_0$,

gdzie $n = \frac{z_k}{z_o}$ współczynnik transformacji połowy uzwojenia pierwotnego do uzwojenia wtórnego.

W układzie na rys. 3 nie uwzględnia się straty mocy na oporności czynnej w obwodzie kolektora (spadek napięcia na oporności uzwojenia) i w obwodzie bazy tranzystora T_1 .

W momencie początkowym, po odetkaniu tranzystora T_1 prąd jego kolektora wzrasta do wielkości

$$I_2 = \frac{E}{n^2 R_0}$$

Wzrost prądu I_2 jest liniowy, gdyż składowa I_1 płynie pod wpływem stałego napięcia E na uzwojeniu

$$\frac{dI_1}{dt} = \frac{E}{L_1}$$

Zatem prąd $I_{k1} = I_{k1} + I_2$ będzie wzrastać również liniowo. Prąd ten wzrasta liniowo dopóki nie nastąpi nasycenie rdzenia.

W wyniku zmniejszenia się indukcyjności, prąd I_{k1} w końcu półokresu gwałtownie wzrasta do wielkości, określonej napięciem na uzwojeniu bazy.

$$I_{k1} = \beta_1 I_{zb1}$$

gdzie β — współczynnik wzmocnienia prądowego tranzystora T_1 w układzie wspólnego emitera.

Dalszy wzrost prądu I_{k1} jest niemożliwy.

Strumień magnetyczny Φ w rdzeniu wzrasta liniowo do osiągnięcia

$$\Phi_{max} = B_{max} \cdot S$$

gdzie $B_{max} = B_{nasyt}$ — maksymalna indukcja magnetyczna dla rdzenia z prostokątną pętlą histerezy,

S — przekrój rdzenia.

Gdy indukcja rdzenia osiągnie wartość B_{nasyt} , w uzwojeniach z_{k2} , z_{b1} , z_{b2} nie będzie indukować się żadna SEM. Gwałtowne zmniejszenie napięcia na bazie tranzystora T_1 powoduje gwałtowne zmniejszenie prądu kolektora tranzystora T_1 , a zmniejszenie prądu I_{k1} powoduje zmniejszenie indukcji B rdzenia. Zmniejszenie indukcji wywołuje na wszystkich uzwojeniach pojawienie się napięć o przeciwnej

polaryzacji niż początkowo. Powstanie tego napięcia powoduje, że na bazie tranzystora T_1 pojawi się „plus” i tranzystor T_1 zostanie zatkany, a na bazie tranzystora T_2 pojawi się „minus” i tranzystor T_2 zostanie odetkany.

Wzrastający prąd kolektora I_{k2} wywołuje w rdzeniu strumień Φ_2 o odwrotnym kierunku, który wzrasta do momentu dopóki nie osiągnie wartości

$$\Phi_2 = -\Phi_{max} = B_{max} \cdot S$$

po czym następuje przełączenie układu i wszystkie procesy powtarzają się.

Okres trwania przebiegu wynosi

$$T = \frac{\Delta z_k \cdot B_{nasyt} \cdot S}{E - \Delta U_k}$$

Układ generatora napięć prostokątnych przedstawiony na rys. 2 posiada wiele wad:

a) ciężkie warunki pracy tranzystorów: w momencie przełączania prąd tranzystora osiąga możliwą największą wartość,

b) możliwy tylko jeden sposób zmiany częstotliwości zmianą napięcia wejściowego, przy czym $\frac{U}{f} = \text{const}$,

c) przy zmianie częstotliwości poprzez zmianę napięcia wejściowego zmieniają się warunki pracy obwodu bazy.

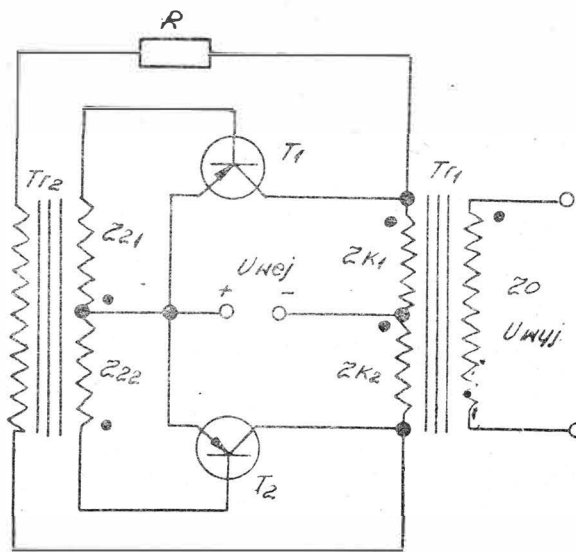
Przy niskich napięciach wejściowych napięcie na uzwojeniach bazy może się okazać niedostateczne do podtrzymania tranzystorów w stanie nasycenia, zaś przy wysokich napięciach zasilania napięcie to może być za duże, co spowoduje nadmierny wzrost prądu w obwodzie bazy,

d) wymaga stosowania specjalnego materiału rdzenia i specjalnej konstrukcji transformatora nasycanego dla otrzymania wysokiego współczynnika sprawności i drgań prostokątnych,

e) trudność „zapuszczenia” przetwornicy szczególnie przy dużych obciążeniach.

W celu usunięcia niektórych wad wyżej podanych i dotyczących układu na rys. 2 stosuje się inny układ generatora.

Najczęściej stosowany jest układ Jensena [lit. 3] z dodatkowym transformatorem wypełniającym funkcję przełączania. Układ ten przedstawiony na rys. 4 składa się z dwóch tranzystorów T_1 i T_2 , nienasycanego transformatora mocy T_{r1} i dodatkowego przełączającego transformatora T_{r2} .



Rys. 4. Schemat przetwornicy w układzie Jensena

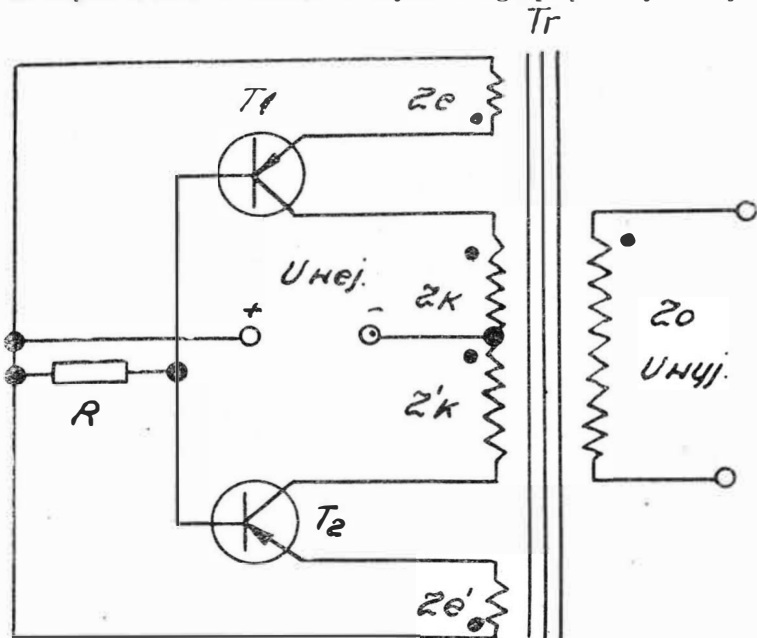
Zasada pracy układu jest podobna do wyżej opisanego układu, z tą różnicą, że przy nasycaniu się transformatora T_{r2} wzrastający prąd magnesujący wywołuje spadek napięcia na oporności R i w związku z tym zmniejsza się napięcie na uzwojenie z_{22} , a zatem i na bazie tranzystora przewodzącego, co „wyprowadza” go ze stanu nasycenia.

W ten sposób prąd w tranzystorach nie osiąga swojej maksymalnej wartości i warunki ich pracy są łagodniejsze. Transformator mocy T_{r1} ze względu na to, że nie pracuje w nasyceniu, może być wykonany ze zwykłej blachy krzemowej.

Innym rozwiązaniem generatora drgań prostokątnych na tranzystorach jest układ różnicowy [lit. 4]. Zasada działania tego układu (rys. 5) nie różni się od poprzednio opisanego, jednak częstotliwość drgań zależy od różnicy liczby zwojów uzwojeń kolektorowych i emiterowych.

Na tym układzie buduje się często przetwornice o regulowanej częstotliwości w szerokich granicach (1:10).

W dotychczas rozpatrywanych układach przetwornic ze sprzężeniem napięciowym, optymalne warunki pracy przetwornicy mają miejsce przy obciążeniu znamionowym. Przy zwiększaniu się prądu obciążenia wzrasta spadek napięcia na złączu emiter-kolektor. W wyniku tego prąd bazy maleje

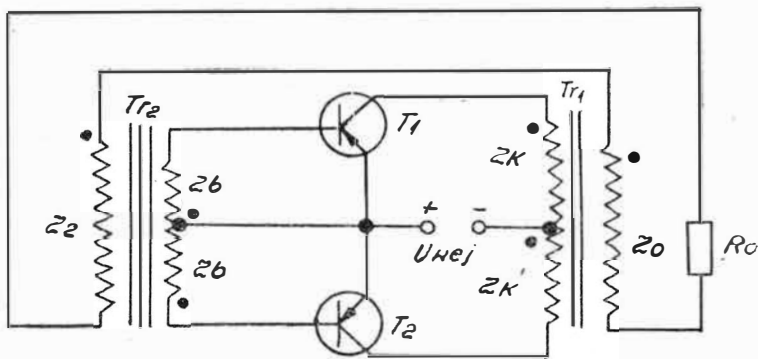


Rys. 5. Schemat przetwornicy w układzie różnicowym

powodując przesunięcie się punktu pracy tranzystora w obszar dużych spadków napięcia na złączu emiter-kolektor i wzrost strat w kolektorze. Przy znacznym wzroście prądu obciążenia następuje zerwanie drgań.

Wadę tę można usunąć przez zastosowanie układu ze sprzężeniem zwrotnym prądowym (rys. 6).

W układzie tym, dla zrealizowania sprzężenia zwrotnego prądowego, stosuje się dodatkowy transformator, którego uzwojenie pierwotne włączone jest w szereg z uzwojeniem wtórnym transformatora głównego. Transformatorem przełączającym jest transformator główny.



Rys. 6. Schemat przetwornicy ze sprzężeniem prądowym

Prąd bazy tranzystora zmienia się w przybliżeniu proporcjonalnie do zmiany prądu obciążenia. Tego rodzaju przetwornice stosuje się w układach zapłonowych wysokiej energii oraz do zasilania dużych pojemności, silników prądu stałego itp.

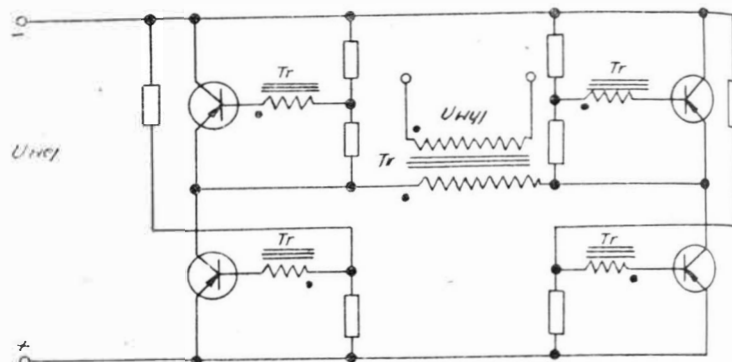
Wszystkie poprzednie układy z użyciem tranzystorów germanowych pozwalają na przetwarzanie napięć prądu stałego w granicach od 40 V.

Do przetwarzania wyższych napięć stosuje się przetwornice z szeregowym połączeniem tranzystorów (rys. 7), tak zwaną przetwornicę w układzie mostkowym. W przypadku konieczności przetwarzania wysokich napięć stałych stosuje się szeregowe łączenie kilku przetwornic mostkowych.

Często jest stosowana przetwornica w układzie mostkowym ze zmniejszoną ilością tranzystorów (rys. 8). Rolę dwóch pozostałych tranzystorów spełniają kondensatory elektrolityczne. Na tym układzie budowane są również przetwornice wielofazowe.

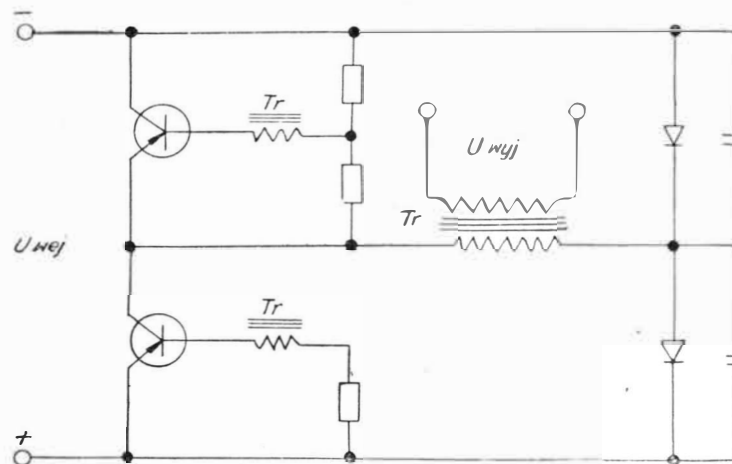
Przetwornice prądu stałego na prąd stały

Do przetwarzania napięcia stałego na inne napięcie stałe stosuje się jeden z poprzednio opisanych układów.



Rys. 7. Schemat przetwornicy w układzie mostkowym

W celu podania pełnego obrazu konkretnych rozwiązań takiej przetwornicy zostały przytoczone schematy ideowe przetwornic ze wszystkimi elementami, koniecznymi do realizacji takiego układu.



Rys. 8. Schemat przetwornicy w układzie mostkowym ze zmniejszoną ilością tranzystorów

Z ważniejszych problemów w przetwornicach tranzystorowych są obwody ułatwiające „zapuszczenie” przetwornicy.

Oporności R_1 i R_2 (rys. 9a) tworzą dzielnik napięciowy. Spadek napięcia na oporności R_1 , powodowany przepływem prądu dzielnika (R_1 i R_2), polaryzuje ujemnie bazę względem emitera, powodując łatwiejszy start. W celu zwiększenia szybkości przełączania oporność R_2 jest często blokowana kondensatorem elektrolitycznym.

Bardziej ekonomiczny jest układ składający się z opornika i diody (rys. 9b). W tym wypadku oporność R_2 zwiększa się 2—3 razy.

Układ z rys. 9c posiada najlepsze właściwości z podanych trzech sposobów „zapuszczania” przetwornicy. Posiada on dwa uzwojenia dodatkowe oraz dwie diody. Zmieniając wartość oporności R_1 dobieramy wartość prądu bazy.

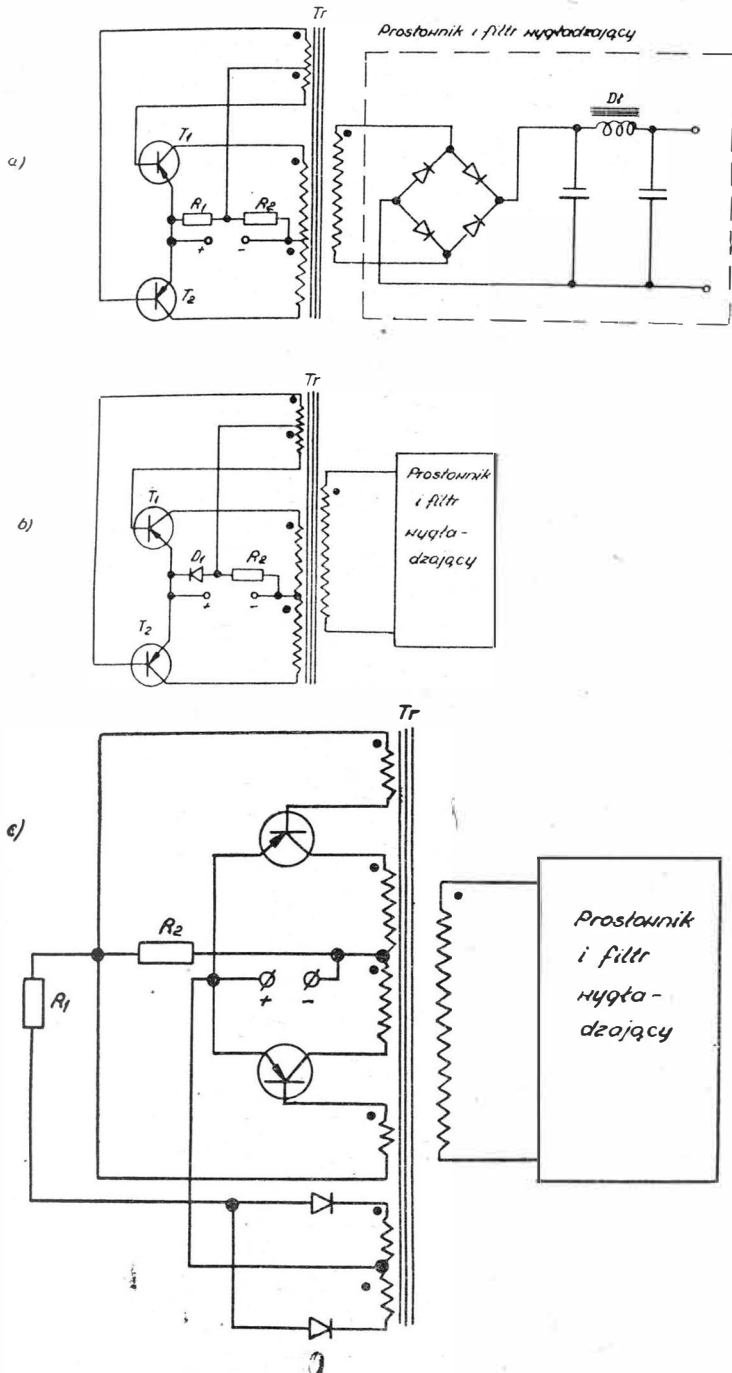
Układy prostowników

W przetwornicach stosuje się takie układy prostownikowe, w których nie zachodzi stałe podmagnesowywanie rdzenia transformatora (stałe podmagnesowanie powoduje zmniejszenie mocy przetwornicy). Do takich układów należą: układ mostkowy, układ pełnokresowy, układ podwajania i symetryczne układy powielania napięcia.

Aby zmniejszyć tętnienia napięcia wyprostowanego stosuje się filtry wygładzające. Zamiast oporników i dławików

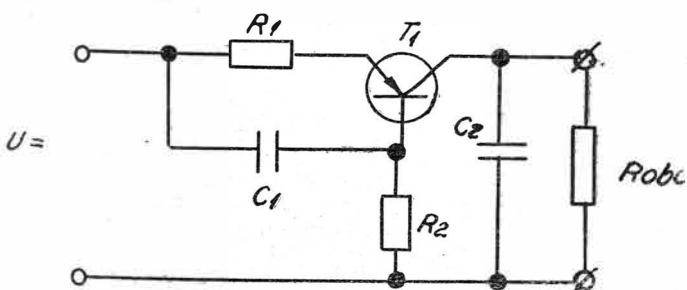
w układach filtrów wygładzających coraz częściej stosuje się tranzystory (rys. 10).

Działanie filtra tranzystorowego polega na tym, że oporność emiter-kolektor jest dużo większa dla prądu zmiennego niż dla stałego.



Rys. 9. Schemat przetwornicy prąd stały — prąd stały z różnymi obwodami „startu” przetwornicy

Tranzystor włączony jest w szereg z opornością obciążenia. Gałąź R_1 , C_1 zapewnia stałość prądu emitera przy krótkotrwałych zmianach obciążenia i powinna posiadać dużą stałą czasową. Oporność R_2 ustala punkt pracy tranzystora dla prądu stałego.

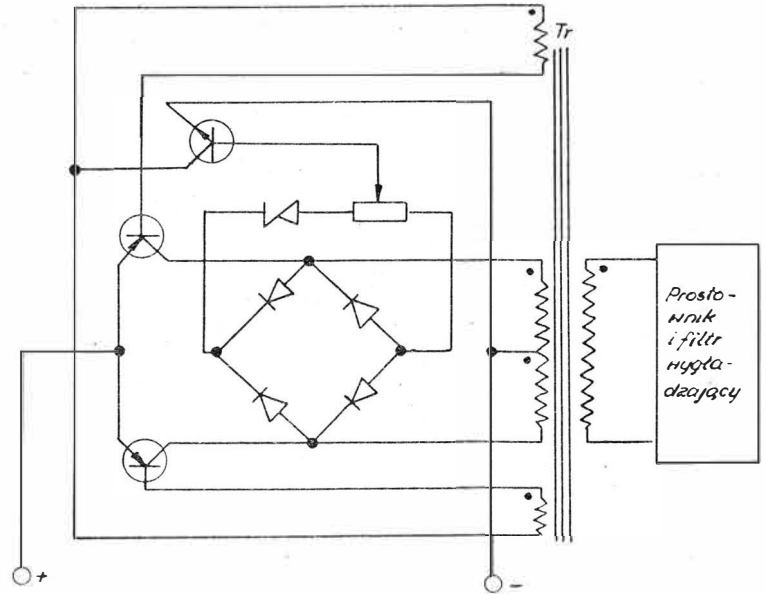


Rys. 10. Schemat filtra z tranzystorem

Tranzystor wybiera się tak, aby prąd obciążenia filtra był co najmniej dwukrotnie mniejszy od maksymalnego prądu kolektora. Największe napięcie między kolektorem i emiterem, powstałe w momencie włączenia prostownika, nie powinno przewyższać maksymalnego dopuszczalnego napięcia dla danego typu tranzystora. Moc strat w tranzystorze nie może przekraczać mocy dopuszczalnej (P_{max}).

Stosowanie filtra z tranzystorem pozwala zmniejszyć gabaryty tego pierwszego i osiągnąć wysoki współczynnik wygładzania.

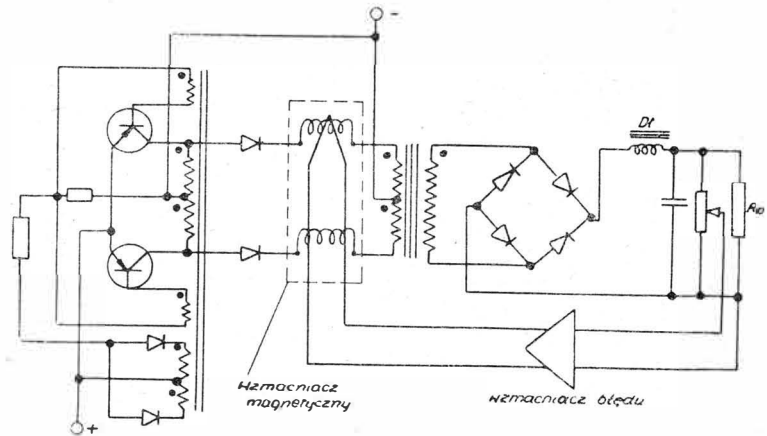
W przetwornicach napięcia stałego na napięcie stałe wymagana jest niejednokrotnie regulacja napięcia wyjściowego. Takie przetwornice przedstawione są na rys. 11 i 12.



Rys. 11. Schemat przetwornicy stabilizowanej z regulacją w bazie

Sposób regulacji napięcia wyjściowego (rys. 11) może być wykorzystany tylko dla przetwornic małej mocy.

Najbardziej ekonomicznym układem regulacji napięcia wyjściowego przetwornic dużej mocy jest układ przedstawiony na rys. 12 — regulator z magnetycznym wzmacnia-



Rys. 12. Schemat przetwornicy stabilizowanej ze wzmacniaczem magnetycznym

czem. Układ ten posiada zwartą budowę i może pracować w wysokich temperaturach ze współczynnikiem sprawności w granicach 80%.

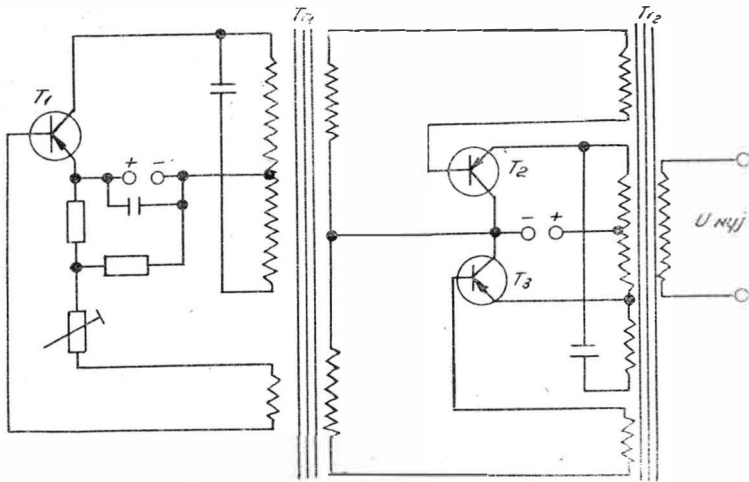
Przetwornica napięcia stałego na napięcie zmienne sinusoidalne

Generator na żadaną częstotliwość jest wykonany na tranzystorze T_1 i transformatorze T_{r1} (rys. 13). Na tranzystorze T_2 i T_3 i transformatorze T_{r2} zbudowany jest generator mocy, który jest synchronizowany napięciem uzwojenia wtórnego transformatora T_{r1} . W ten sposób otrzymujemy układ przetwornicy o stałej częstotliwości i napięciu wyjściowym sinusoidalnym.

Regulację napięć wyjściowych w tym układzie można zrealizować wykorzystując do tego celu regulator z rys. 11 lub z rys. 12.

Przetwornice trójfazowe

Najczęściej stosowanym układem jest przetwornica składająca się z trzech jednofazowych przetwornic, połączonych między sobą w taki sposób, aby otrzymać przesunięcie napięć w fazie [lit. 6].



Rys. 13. Schemat przetwornicy napięcia sinusoidalnego

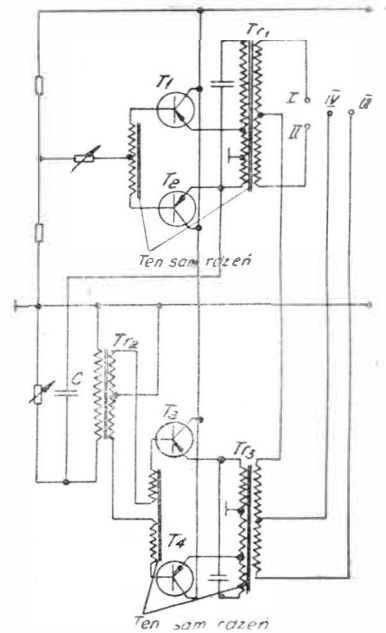
Na rys. 14 przedstawiona jest przetwornica trójfazowa zbudowana na następującej zasadzie.

Jeśli dławiki DL_1 — DL_4 są nienasycone, to odpowiednie sumy lub różnice napięć faz sąsiadnych są przykładane na nie, wywołując zmianę strumienia magnetycznego w rdzeniach; po nasyczeniu się dławików, ich indukcyjności są pomijalnie małe, wówczas napięcia przykładane są poprzez układy prostowników mostkowych na oporniki włączone w odpowiednie obwody baz, co w odpowiedniej kolejności powoduje przełączanie przetwornic. Parametry dławików są tak dobrane, aby pod działaniem sumy (różnicy) napięć

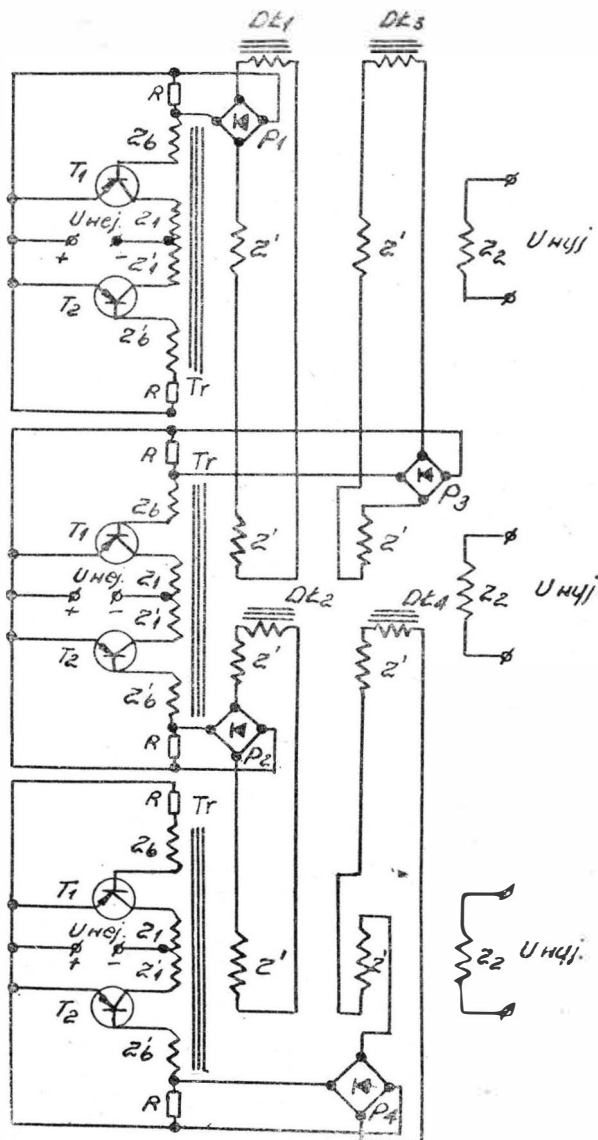
nasycały się w $\frac{1}{6} \left(\frac{1}{3}\right)$ okresu, co odpowiada przesunięciu napięć w fazie o 120° . Jeżeli przesunięcie faz różni się od 120° , to przełączanie przetwornic odbywa się wówczas w innym momencie i po pewnym czasie przesunięcie faz osiągnie ponownie wartość 120° .

Przetwornica trójfazowa z napięciem wyjściowym sinusoidalnym

W tym przypadku największe zastosowanie znalazł układ przetwornicy w tzw. układzie Scotta (rys. 15). Generator żądanej częstotliwości zbudowany jest na tranzystorach T_1 i T_2 i transformatorze T_{r1} . Drugi generator (tranzystory T_3



Rys. 15. Schemat przetwornicy trójfazowej z napięciem wyjściowym sinusoidalnym



Rys. 14. Schemat przetwornicy trójfazowej z napięciem wyjściowym prostokątnym

i T_4 i transformator T_{r3}) jest synchronizowany przez pierwszy generator poprzez transformator T_{r2} . Na transformatorze T_{r2} zrealizowany jest przesuwnik fazowy. Przesuwnik ten powoduje przesunięcie fazy między generatorem pierwszym a generatorem drugim o kąt równy 90° . W wyniku tego przez odpowiednie połączenie uzwojeń wyjściowych transformatorów T_{r1} i T_{r3} , otrzymujemy trójfazowy system napięć sinusoidalnych, który możemy łączyć w gwiazdę lub trójkąt.

Również spotyka się przetwornice napięć trójfazowych, wykonanych na jednym transformatorze trójfazowym

Literatura

1. Ilinskij N. F. — Staczeskije priobrazowatieli na poluprowodnikowych triodach, Elektricestwo nr 10, 1961.
2. Royer G. K. — A Switching transistor D-C to A-C converter having an output frequency proportional to the D-C input voltage, Trans. AIEE, 1955, v. 74, pt. I, p. 322—326.
3. Jensen J. L. — An improved square-wave oscillator circuit, Trans. IRE 1957, v. CT-4, nr 3, p. 276—279.
4. Campling C. H. R. — Magnetic inverters uses tubes or transistors, Electronics, 1958, v. 31, nr 11, p. 158—161.
5. Geyger W. A. — Recent developments on magnetic coupled multivibrators, Trans. Paper AIEE, paper nr 60—96.
6. Milnes A. G. — Phase locking switching transistor converters polyphase power supplies, Trans. AIEE, 1955, v. 74, p. I, p. 587—592.

Zapobieganie zderzeniom samolotów w powietrzu

Wstęp

Nasilenie ruchu lotniczego, wyrażające się w stale wzrastającej ilości samolotów, częstości lotów oraz prędkości podróży, zwiększyło się ostatnio do pewnego poziomu krytycznego, przy którym zagrożenie samolotom zderzeniem się w powietrzu stało się zagadnieniem pilnym do rozwiązania, tym więcej że Służba Kontroli Ruchu Lotniczego w niektórych portach i na szlakach nie zawsze jest w stanie utrzymać uporządkowany przepływ ruchu. Stąd konieczność wprowadzenia dodatkowych urządzeń na samolotach, które by na czas ostrzegały pilota o każdym rzeczywistym zagrożeniu oraz zapewniały mu równocześnie pełną swobodę działania.

W rozważaniach należy uwzględnić zagrożenie zderzeniem:

a) na szlakach i w korytarzach lotniczych niejednokrotnie powodowane zaskoczeniem przez samolot wojskowy lub własnym zbłądzeniem do obszaru ćwiczebnego wojskowego,
b) w strefie przylotniskowej, gdzie nie zawsze można zsynchronizować przyloty z odlotami,
c) w lotnictwie wojskowym, dla którego ryzyko latania, rzecz naturalna, będzie zawsze utrzymywane na wysokim poziomie z racji przygotowywania do trudnych zadań wojennych.

W najbliższym dziesięcioleciu podział lotnictwa komunikacyjnego rozwinie się przypuszczalnie następująco:

a) odrzutowce dalekiego zasięgu (to jest ponad 4000 km) o prędkościach podróży od poddźwiękowych do $Ma = 2$ i na wysokościach lotu ponad 10 000 m;

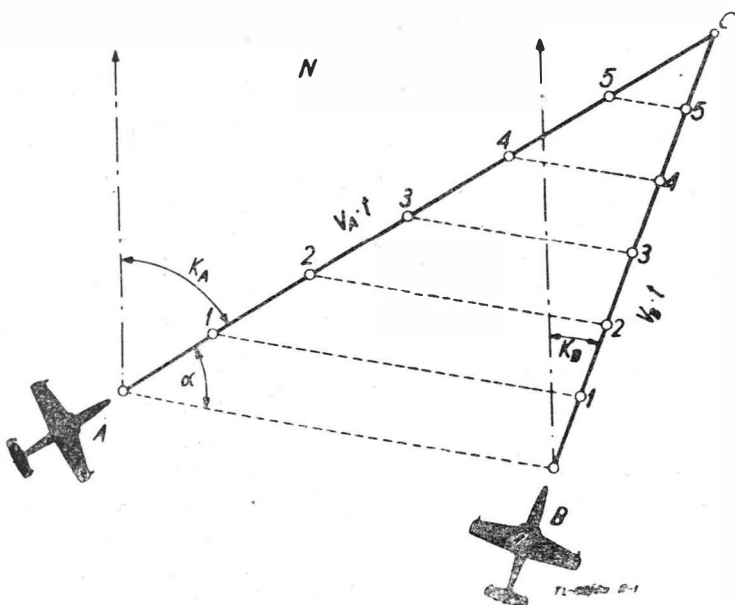
b) samoloty średniego zasięgu od 2000 do 4000 km, przeważnie turbośmigłowe, o prędkościach od 550 do 750 km/godz. Wysokość przelotowa od 7000 do 10 000 m. Sieć tych linii — jako silnie rozbudowana nad gęsto zaludnionymi terenami — będzie posiadać wiele skrzyżowań;

c) samoloty krótkiego zasięgu, to jest poniżej 2000 km, przeważnie z silnikami tłokowymi. Prędkość od 350 do 550 km/godz. Wysokość podróży od 3000 do 7000 m;

d) samoloty lekkie i śmigłowce, o prędkości poniżej 350 km/godz. Wysokość podróży poniżej 3000 m.

Rozważania geometryczne dla lotu ustalonego

Gdy samolot „A” leci ze stałą prędkością V_A i na stałym kursie K_A w jednej płaszczyźnie z samolotem „B” o stałym V_B i K_B , to ryzyko ich zderzenia się (rys. 1) powstaje, jeżeli tory lotów (przyjmujemy prostoliniowe) poszczególnych samolotów zbiegną się w położonym przed



Rys. 1. Trójkąt pozycyjny. Stała prędkość lotu, stałe kursy, stałe kąty α namiaru względnego; odległość AB maleje

nimi punkcie „C” po czasie $t = \frac{AC}{V_A} = \frac{BC}{V_B}$ na skutek niewykonania na czas manewru-uniku.

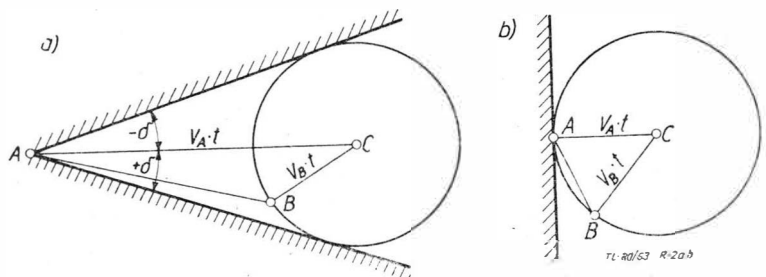
Z trójkąta pozycyjnego ABC widzimy, że:

a) odległość pomiędzy obu samolotami „AB” maleje z szybkością $W = \frac{dAB}{dt}$,

b) kąt namiaru α samolotu „B” względem kursu samolotu „A” jest stały,

c) kąt zbieżności torów lotu obu samolotów $\gamma = K_A - K_B$.

Jeżeli przyjmujemy, że V_A jest większa od V_B , to pilot samolotu „A” odpowiada za zagrożenie zderzeniem i musi „wypatrywać” zagrożenie po obu stronach osi podłużnej samolotu od $-\delta$ do $+\delta$, jak na rys. 2a. Pilot samolotu „B”,



Rys. 2a. Obszar wypatrywania zagrożenia przy $V_A > V_B$ obejmuje kąt od $-\delta$ do $+\delta$

Rys. 2b. Przy $V_A = V_B$ obaj piloci muszą wypatrywać zagrożenia w półkolu do przodu, gdyż kąt wypatrywania równa się $\frac{\pi}{2}$

jako wolniejszego, znajduje się wewnątrz obszaru zagrożenia wytworzonego przez samolot „A” i powinien „wypatrywać” zagrożenia dookoła siebie. Przy $V_A = V_B$ obszar zagrożenia wytworzony przez obecność samolotu „A” pokrywa się z obszarem zagrożenia samolotu „B”; w tym przypadku obaj piloci są jednakowo odpowiedzialni za ryzyko zderzenia i muszą „wypatrywać” przed sobą w wiązce o kącie rozwarcia 180° , jak na rys. 2b.

Powyższe rozważania, ważne również dla okrętów, należy poszerzyć dla samolotów o trzeci wymiar (rys. 3a).

Jeśli p. „C” jest punktem przewidywanego zderzenia i leży na prostopadłej do obu płaszczyzn poziomych O_A i O_B , przechodzącej przez ich środki, to samolot „A” może schodzić do punktu „C” po torze AC, a samolot „B” — wznosić się po torze BC lub odwrotnie. Przyjmując, że prędkości pionowe samolotów w locie ustalonym na szlaku są bardzo małe w porównaniu z ich prędkościami poziomymi, to gradienty wznoszenia i schodzenia obu samolotów nie powinny przekraczać odpowiednio 5 do 10% . Jeśli Σ_A jest maksymalnym gradientem schodzenia samolotu „A”, zaś Σ_B maksymalnym gradientem wznoszenia samolotu „B”, to zrozumiałe jest, że pilot samolotu „A” musi wypatrywać samolot „B” w dolnej części cylindra (poniżej płaszczyzny poziomej) o podstawie koła o promieniu równym BO_B . Jeśli wysokość podróży samolotu „A” (H_A) będzie mniejsza od wysokości podróży samolotu „B” (H_B) i samolot „B” będzie schodzić, a samolot „A” wznosić się, to pilot samolotu „A” musi wypatrywać samolot „B” w górnej części cylindra (powyżej płaszczyzny poziomej). W locie poziomym ustalonym wysokość cylindra do wypatrywania jest stosunkowo mała w porównaniu z jego promieniem.

Przy

1. $V_A > V_B$ pilot samolotu „A” musi wypatrywać powyżej i poniżej poziomu o kąt od $+\sigma$ do $-\sigma$, a samolot „B” w całej kuli naokoło siebie.

2. $V_A = V_B$ kąt $\sigma = 90^\circ$ i obaj piloci muszą wypatrywać w całej półkuli przed sobą.

Jeśli $V_B \leq \frac{3}{4} V_A$; $\gamma \leq 10\%$ to $\sigma = 30^\circ$,

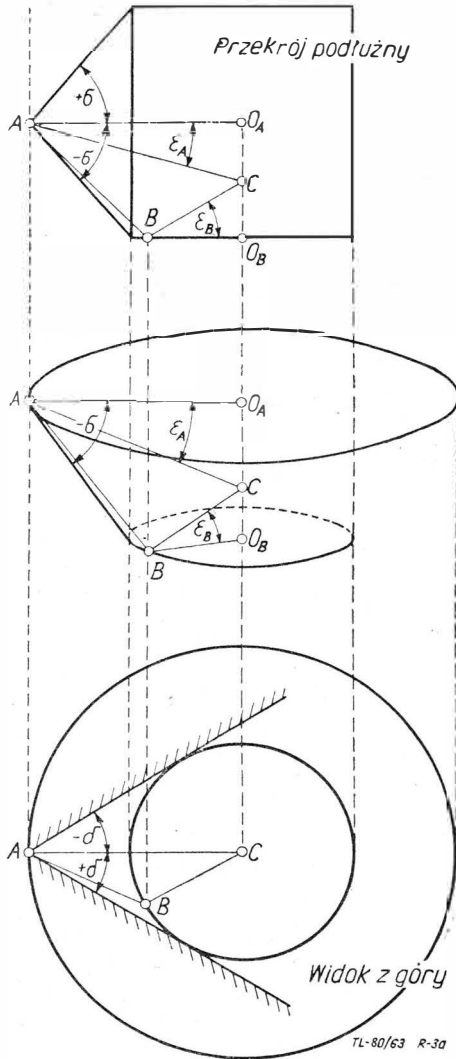
$V_B = \frac{3}{4} V_A$; $\Sigma_B \leq 5\%$ to $\sigma = 31^\circ$.

W praktyce stożek wypatrywania do przodu może wyglądać jak na (rys. 3b).

Czynne układy współdziałające

Zadaniem układu zapobiegania zderzeniom samolotów w powietrzu jest:

- 1) ostrzec na czas pilota o zbliżającym się zagrożeniu zderzenia,
- 2) wskazać mu właściwy unik do wykonania.



Rys. 3a. Przestrzeń wypatrywania zagrożenia samolotu

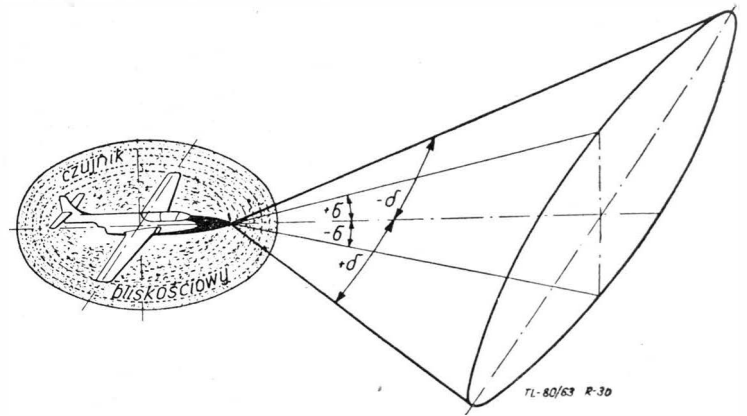
Prostym urządzeniem jest czujnik ostrzegawczy bliskościowy, który tylko alarmuje pilota o obecności w pobliżu innego samolotu i wskazuje mu kierunek wypatrywania zagrożenia. Najprostszy jednak jest nadajnik ostrzegawczy lub wzmacniający przekaźnik impulsów, który obok sygnału tożsamości podaje wysokość z dokładnością do 30 m. Nadajnik i przekaźnik tylko alarmują inne samoloty odpowiednio wyposażone. Odległość, na którą pilot winien być zaalarmowany o zagrożeniu, zależy od czasu potrzebnego na:

- 1) spostrzeżenie drugiego samolotu i zidentyfikowanie go,
- 2) ocenę zagrożenia,
- 3) powzięcie decyzji wykonania uniku,
- 4) reakcję pilota sterami,
- 5) reakcję samolotu na ruchy sterami.

Dobry układ zapobiegania zderzeniom wykrywa inny samolot, analizuje zagrożenie, dobiera prawidłowy manewr i wykonuje unik dzięki zsynchronizowaniu z pilotem auto-

matycznym. Czynności te odbywają się w pewnej kolejności, więc czasy ich dodają się i dlatego taki układ musi dostatecznie wcześniej wykryć potencjalne niebezpieczeństwo.

Czym większy zasięg takiego układu, tym więcej alarmów w innych samolotach i dlatego układ musi wydzielać rzeczywiste zagrożenia spośród wszystkich alarmów, aby



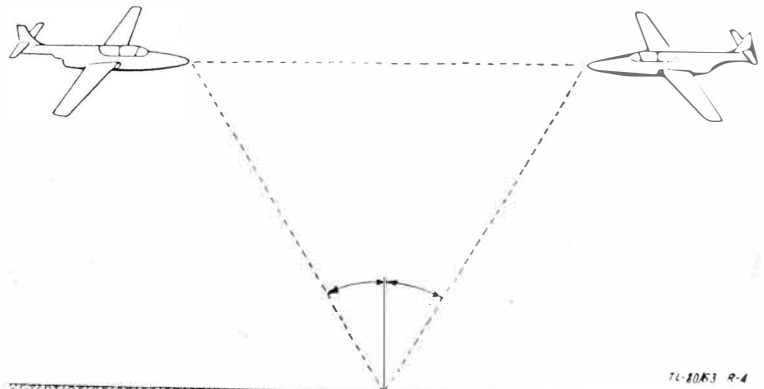
Rys. 3b. Stożek wypatrywania zagrożenia od przodu i obszar działania czujnika bliskościowego

niepotrzebnie nie niepokoić pilota. W tym celu większość układów posiada urządzenia do określania wysokości lotu drugiego samolotu, odległości pomiędzy obu samolotami „AB”, szybkości zbliżania się obu samolotów do siebie $W = \frac{d AB}{dt}$ oraz kąta namiaru względnego α i alarmuje pilota tylko wtedy, gdy samoloty lecą w jednej płaszczyźnie lub dochodzą do niej, odległość „AB” pomiędzy nimi stale maleje przy stałej szybkości zbliżania się ich (W) i w kącie namiaru względnego (α) są stałe, co jest warunkiem zderzenia w locie ustalonym.

Większość układów czynnych informuje o swojej wysokości lotu kodem w postaci czasu trwania przerw pomiędzy nadawanymi impulsami. Reguluje to jeden z członków załogi, przestawiając ręcznie selektor przekaźnika impulsów co 300 m (1000 stóp). Układ taki porównuje kolejną wysokość lotu drugiego samolotu z własnymi i w zależności od wyników — albo traktuje intruza, jako potencjalne zagrożenie, albo wyklucza go i pilot nie jest alarmowany.

Pierwszy sposób określania odległości pomiędzy dwoma samolotami polega na wysyłaniu sygnału zapytującego do wzmacniającego przekaźnika impulsów zainstalowanego na drugim samolocie i pomiarze czasu, który upływa do otrzymania odpowiedzi, przyjmując, że fale radiowe rozchodzą się z prędkością światła.

W drugim sposobie wykorzystuje się fale radiowe odbite od powierzchni ziemi (rys. 4). Jeden samolot ujawnia się nadając periodycznie serie impulsów, drugi zaś odbiera bezpośrednio każdy impuls i nieco później o wiele słabsze jego echo od powierzchni ziemi. Odległość pomiędzy samolotami określa się na podstawie pomiaru różnicy czasu pomiędzy odbiorem bezpośredniego impulsu a jego echem od ziemi z uwzględnieniem własnej wysokości. Im dłuższa przerwa pomiędzy odbiorem bezpośredniego impulsu a jego echem od ziemi, tym odległość pomiędzy obu samolotami jest



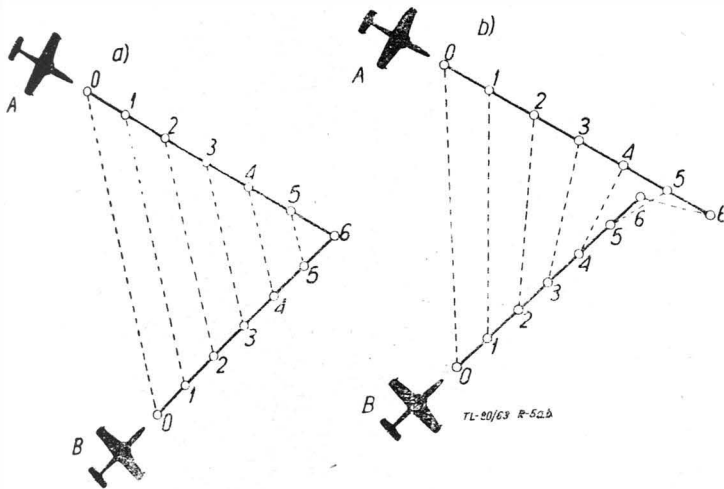
Rys. 4. Pomiar wysokości lotu samolotu intruza na podstawie odbijania się fal radiowych od powierzchni ziemi

mniejsza, ponieważ droga impulsu bezpośredniego znacznie skróciła się w stosunku do drogi jego echa, gdyż samoloty nie zmieniły wysokości. Sposób ten jest dobry nad terenami płaskimi i niewiele wzniesionymi nad poziomem morza. Trudności powstają przy lotach niskich oraz nad terenami wysoko położonymi lub nierównymi.

Obecnie rozważa się pomysł zainstalowania precyzyjnego i bardzo drogiego zegara atomowego dla kontroli czasu i częstotliwości nadawania sygnału. Zegary będą zsynchronizowane z sobą do mikrosekundy na wszystkich samolotach. Uproszczą one pomiar odległości i wysokości samolotów, które mogą zagrozić zderzeniem.

Namiar względny

Tylko w locie poziomym ustalonym zmieniający się kąt namiaru względnego świadczy, że oba samoloty nie lecą na kursach zderzenia się jak na rys. 5b, gdyż przy równoczes-

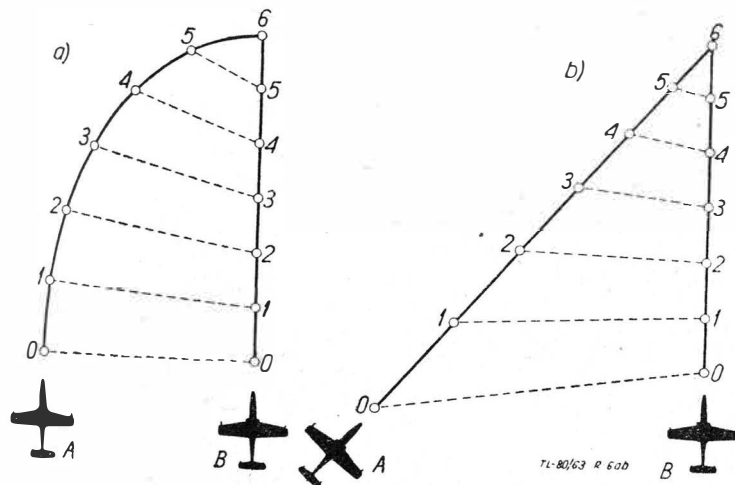


Rys. 5a. Stałe prędkości lotu, stałe kursy i stałe kąty namiarów względnych przy malejącej odległości pomiędzy samolotami AB wskazują, że samoloty lecą na kursach zderzenia

Rys. 5b. Stałe prędkości, stałe kursy przy zmieniających się kątach namiarów względnych wskazują, że samoloty nie lecą na kursach zderzenia się

nej przy tym zmianie kursu (rys. 6a) lub prędkości lotu (rys. 6b) samoloty mogą zderzyć się. Stały kąt namiaru względnego nie świadczy o rzeczywistym zagrożeniu, o ile równocześnie nie maleje odległość pomiędzy samolotami, jak to ma miejsce w locie równoległym (rys. 6c).

Elektronicznie namiar względny określa się na podstawie zarejestrowania kierunku, z którego dochodzi sygnał, nadawany przez drugi samolot. Dokładność namiaru zależy od typu i jakości anteny. Obecnie jest w próbach antena wpuszczana, której szybkość przeszukiwania przestrzeni

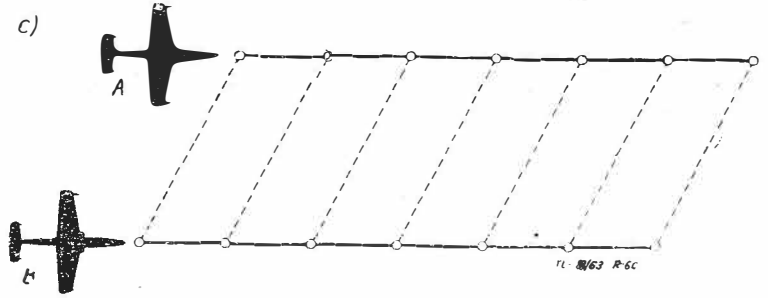


Rys. 6a, b. Zmianianie się kątów namiarów względnych nie gwarantuje, że samoloty nie zderzą się, jeżeli jeden z nich zmienia przy tym swój kurs lub prędkość; a) samolot „A” zmienia swój kurs, b) samolot „A” zmniejsza prędkość lotu. W obu przypadkach samolot „B” utrzymuje stały kurs i prędkość powietrzną

wynosi 30 obrotów/min. Zapewnia ona dokładny namiar względny o azymucie 360°. Obecne anteny dają niedokładny namiar i tylko do przodu.

Szybkość schodzenia się samolotów

W niektórych układach ocenia się potencjalne zagrożenie zderzeniem na podstawie stosunku odległości pomiędzy obu samolotami „AB” do szybkości zbliżania się ich do siebie.



Rys. 6c. Stałe kąty namiaru względnego nie wskazują na zagrożenie zderzeniem, jeżeli odległość pomiędzy samolotami jest przy tym stała, to znaczy ich toru lotu są do siebie równoległe

bie W. Odpowiedź wyprowadza się z czasu potrzebnego na zbliżenie się do pewnej minimalnej odległości pomiędzy sobą. Tę wielkość oznacza się literą grecką τ , stąd nazwa „układ tau”.

Do określenia zbliżania się obu samolotów do siebie stosuje się jeden z trzech sposobów, a mianowicie:

a) układ z falami radiowymi odbijanymi od powierzchni ziemi magazynuje ostatnią odległość od drugiego samolotu i porównuje ją z następną odległością w celu określenia szybkości dochodzenia obu samolotów do siebie. Wadą tego sposobu jest, że na porównanie danych zużywa się pewną ilość sekund, w czasie których odległość pomiędzy obu samolotami może się niebezpiecznie zmniejszyć.

b) układ z zegarem atomowym, kontrolującym czas i częstotliwość nadawania sygnału dla określenia szybkości dochodzenia obu samolotów do siebie, wykorzystuje zasadę, DOPPLERA, według której, gdy istnieje względny ruch pomiędzy obserwatorem a źródłem fal, to odbierana częstotliwość fal zmienia się w zależności od szybkości względnej pomiędzy nimi,

c) układ oblicza trygonometrycznie szybkość dochodzenia obu samolotów do siebie. W każdym samolocie prędkość i kurs lotu wyraża się jako składowe X i Y (wschodnia i północna). Drugi samolot po odbiorze sygnału sondującego z samolotu zagrożonego nadaje wartości X i Y w formie kodu. Układ samolotu zagrożonego odszyfrowuje składowe X i Y drugiego i przekazuje do przelicznika wraz z własnymi składowymi X i Y oraz danymi o namiarze względnym. W wyniku obliczeń otrzymuje się szybkość dochodzenia obu samolotów do siebie.

Bierny układy

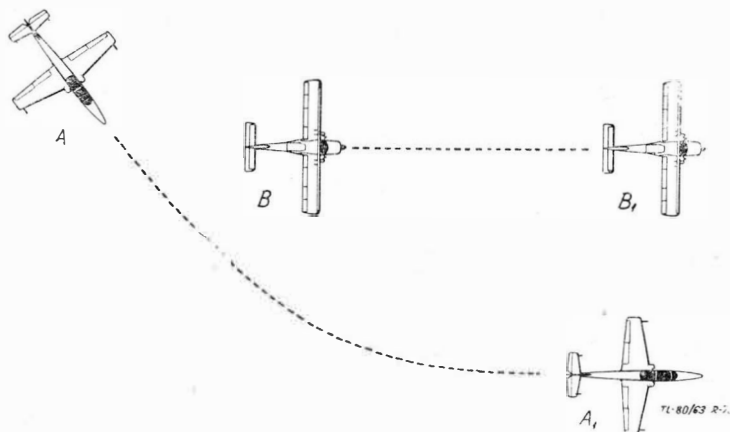
Bierny układ nie wymaga, aby na każdym samolocie było zainstalowane specjalne urządzenie współdziałające. Rury wydechowe i żarówki świateł pozycyjnych samolotów promieniują fale podczerwieni. Bierny układ posiada detektor podczerwieni do wykrywania takich źródeł ciepła i wskazuje pilotowi tylko kierunek innego samolotu.

Wadą takiego układu jest, że promieniowanie podczerwieni nagle przycicha lub zanika przy przechodzeniu przez chmury lub opady, poza tym wykrycie podczerwieni drugiego samolotu na tle miasta jest bardzo trudne z powodu dużej ilości innych miejskich źródeł promieniowania podczerwieni, przekazywanych pilotowi na ekran.

Dobór manewru - uniku

Manewr każdego samolotu zagrożonego zderzeniem powinien wnieść pozytywny wkład do bezpieczeństwa drugiego, czyli unik jednego samolotu nie powinien być zawieszony ani częściowo, ani całkowicie przez unik drugiego. Dlatego każdy samolot powinien tak manewrować, aby rzut poziomej prostej, łączący oba samoloty, obracał się dookoła swojej osi pionowej (podobnie jak dźwignia dwuramienna)

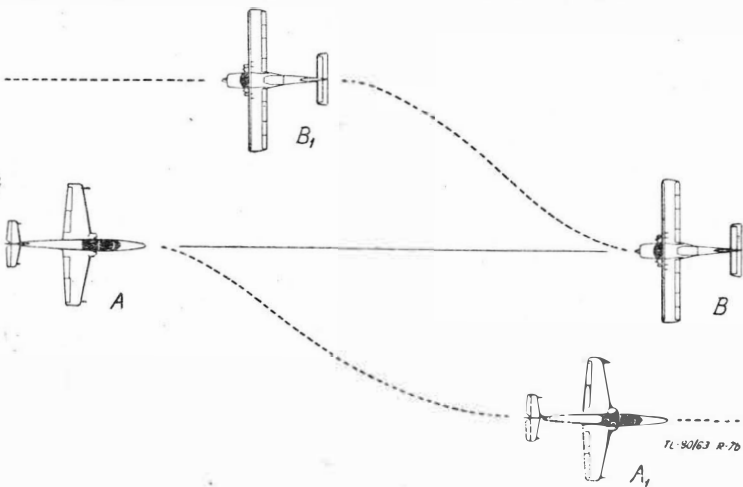
w kierunku przeciwnym do ruchu wskazówek zegara, gdy drugi samolot utrzymuje się na swoim kursie, podobnie, jak to ma miejsce przy wyprzedzaniu wolniejszego samolotu od tyłu z prawa lub przy całkowitym mijaniu się dwóch samolotów (rys. 7a, 7b). Jako dalszy warunek można przyjąć, aby każdy pilot miał zapewnioną możliwość samodzielnego działania na podstawie łatwo dostępnych mu informacji lotniczych oraz że wszystkie samoloty we



Rys. 7a. Wyprzedzenie samolotu wolniejszego od tyłu z prawa

wszystkich okolicznościach powinny manewrować według ustalonego i powszechnie obowiązującego zbioru norm postępowania z zachowaniem zdrowego rozsądku, aby nie wprowadzać tyranii przepisów do przestrzeni trójwymiarowej.

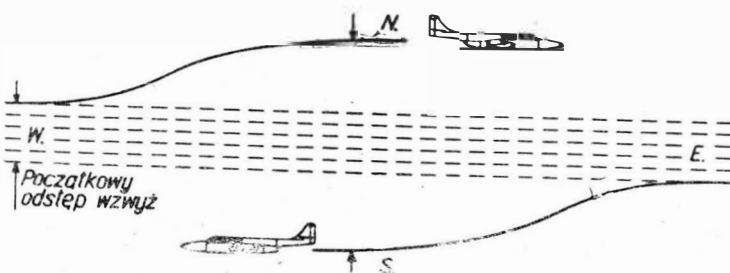
Jeżeli układ ostrzegawczy nie podaje kąta namiaru względnego, lecz tylko wysokość względną drugiego samolotu, to logicznym rozwiązaniem w razie zagrożenia będzie zwiększenie odstepu wzniosy pomiędzy obu samolotami według zasady, że na danym szlaku samoloty podążające w kie-



Rys. 7b. Mijanie się dwóch samolotów od czoła

unku zachodnim zmniejszają wysokość lotu przy spotkaniu czołowym, a lecące na wschód — zwiększają jak na (rys. 8).

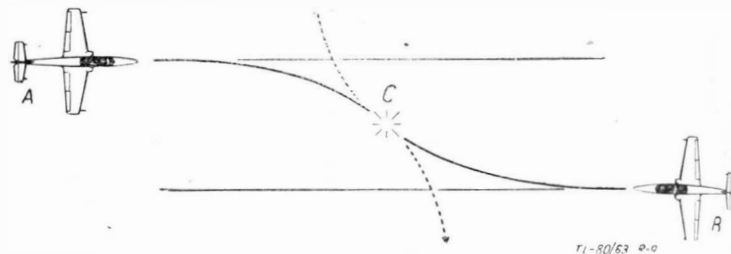
Gdy urządzenie ostrzegawcze nie określa wysokości względnej obcego samolotu, to przy niedokładnym kącie namiaru względnego i sztywnym stosowaniu się do zasad ruchu prawostronnego przy mijaniu się czołowym dwóch



Rys. 8. Zwiększenie odstepu wzniosy pomiędzy dwoma samolotami. Samolot lecący na zachód zmniejsza wysokość lotu, a lecący na wschód zwiększa

samolotów można doprowadzić do zderzenia się (rys. 9), gdyż płaszczyzny podłużne samolotów były przesunięte w lewo względem siebie przed rozpoczęciem manewru.

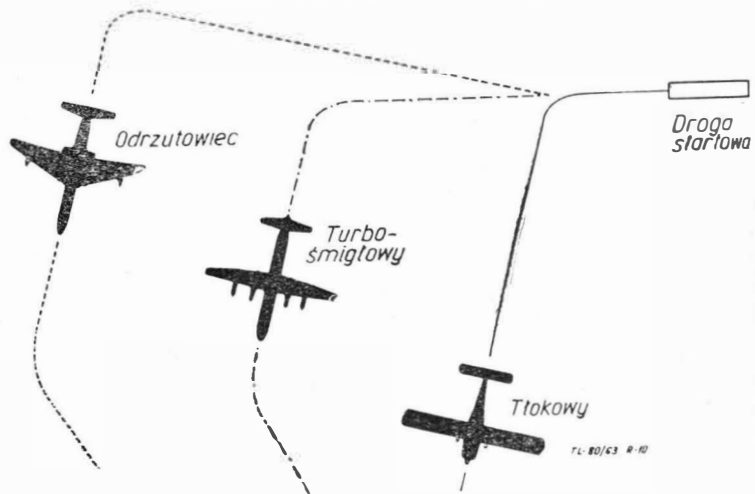
Przy układzie zapewniającym dokładny namiar względny i wysokość względną drugiego samolotu, większość uników będzie polegała raczej na zmianie wysokości, aniżeli kierunku lotu, jeśli przy tym nie powstanie konieczność wejścia w chmury lub zejścia poniżej minimalnej wysokości



Rys. 9. Sztywne przestrzeganie zasad ruchu prawostronnego przy mijaniu się czołowym może doprowadzić do zderzenia samolotów w punkcie C na skutek niedokładnego namiaru względnego (osie podłużne samolotów przesunięte w lewo względem siebie)

jak na przykład w locie nad osiedlami, albo zmiany prędkości lotu i przestawiania trymera, albo też nie będzie się stwarzać nowego zagrożenia ze strony trzeciego samolotu. Należy również pamiętać o zasadzie, że w locie poziomym przy zaskoczeniu zagrożeniem z prawej strony — pilot odruchowo zmniejsza prędkość (redukuje gaz) z lekkim odniedaniem drążka od siebie (o ile zdąży), a przy zaskoczeniu z lewej strony odruchowo zwiększa prędkość (dodaje gazu) z lekkim ściągnięciem drążka na siebie w celu zwiększenia wysokości, o ile przepisy nie przewidują inaczej. Jest to awaryjne zabezpieczenie się przed zderzeniem bez uwzględnienia przysłowiowego „łuta szczęścia”.

Jeden ze sposobów utrzymywania samolotów o różnych osiągniach w bezpiecznych odstępach i odległościach po star-



Rys. 10. Utrzymywanie samolotów o różnych osiągniach w bezpiecznych odstępach po starcie przed skierowaniem na szlak

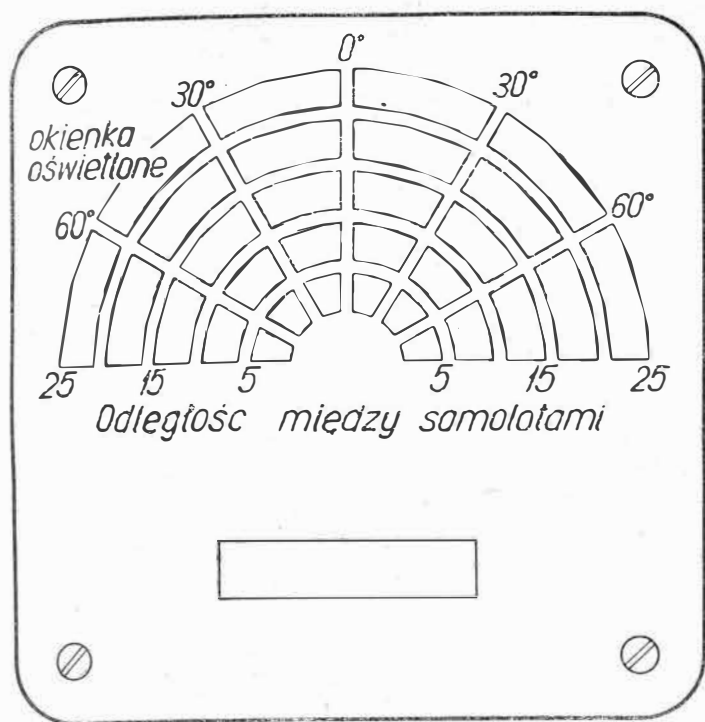
cie podaje rys. 10. W każdym zbiorze przyrządów, które podają załodze informacje (wysokość, prędkość itp.) dla pobierania decyzji, usytuowanie przyrządów i sposób przedstawienia danych może pomóc lub utrudnić wykorzystanie pracy danego układu.

Praktyczną trudnością jest to, że trójwymiarową sytuację lotniczą przedstawia się na dwuwymiarowej tarczy przyrządu.

Wskaźnik czujnika ostrzegawczego bliskościowego (rys. 11) podaje przybliżone odległości własnego samolotu (znajdującego się w środku półkola) do innego samolotu oraz jego kąt namiaru względnego przez oświetlanie okienek wycinkowych. Nie informuje on o wysokości względnej drugiego samolotu, którą można uzupełnić kolorami światła jak na przykład czerwony — dla jednakowej wysokości, niebieski — dla wyższej i bursztynowy — dla niższej.

Przyszłość układu

Może głównym powodem do podtrzymywania koncepcji układu zapobiegania zderzeniom, mimo braku jak dotąd praktycznych wyników, jest przypuszczenie, że kontrola



TL-80/53 R-II

ruchu lotniczego cywilnego i wojskowego z ziemi jest bardziej w granic swoich możliwości aniżeli się to wydaje. Prawdopodobnie ta myśl jest podstawą do ostatniego zalecenia Komitetu do Spraw Radiolatarni (Beacon Committee), aby energicznie przystąpić do dalszych prób i badań nad układem i nie przeoczyć żadnych aspektów zagadnienia.

Ze względów technicznych i ekonomicznych nie każdy obszar może być całkowicie przykryty dozorem radarowym z ziemi. Przykładem tego są szlaki transoceaniczne oraz śmigłowcowe na niskich wysokościach. Lepiej dałyby się one wykorzystać, gdyby dysponowało się niezawodnymi układami zapobiegania zderzeniom. Konieczne więc jest wprowadzenie nowych urządzeń, które by odciążyły kontrolę ruchu lotniczego i zapewniały dalszy rozwój lotnictwa komunikacyjnego. Tymczasem zaś najlepszym układem zapobiegania zderzeniom samolotów w powietrzu jest „czujny i o pełnym poczuciu odpowiedzialności obywatelskiej zespół, składający się z pilota i kontrolera”.

LITERATURA

1. Collision Avoidance, The Journal of Air Traffic Control, 1962
2. Visual and Electronic Methods of Avoiding Collision, P. Gaudillière, The Journal of the Institute of Navigation, 1958
3. The Mathematics of Collision Avoidance in Two Dimensions, S. H. Hollingdale, The Journal of the Institute of Navigation, 1961.

Rvs. 11. Wskaźnik czujnika ostrzegawczego bliskościowego

NOWOŚCI TECHNICZNE

Samolot doświadczalny VJ101C

Jeszcze przed otwarciem ostatniej paryskiej wystawy lotniczej ujawniono szczegóły dotyczące prac, które od roku 1959 są prowadzone przez trzy zachodniemieckie wytwórnie lotnicze — Boelkow, Heinkel i Messerschmitt — nad myśliwskim samolotem pionowego startu VJ101D o prędkości $Ma = 2$.

Na podstawie przeprowadzonych studiów uznano, że najlepsze wyniki da zastosowanie oddzielnych silników nośnych i silników przelotowych z przestawialnym wektorem ciągu. Układ taki wykazuje następujące zalety: 1) do pionowego startu i lądowania można wykorzystać łączny ciąg wszystkich silników; 2) silniki przelotowe mogą być przystosowane do warunków przelotu; 3) przejście z lotu pionowego do poziomego i odwrotnie jest łatwiejsze dzięki przestawialnemu wektorowi ciągu silników przelotowych; 4) przynajmniej względem osi poprzecznej samolotu jest możliwe sterowanie jego położenia — przy małych prędkościach lotu — za pomocą różnicowej zmiany ciągu silników, co zmniejsza ilość dysz sterujących, pobierających powietrze ze sprężarek silników i powodujących wskutek tego straty ciągu.

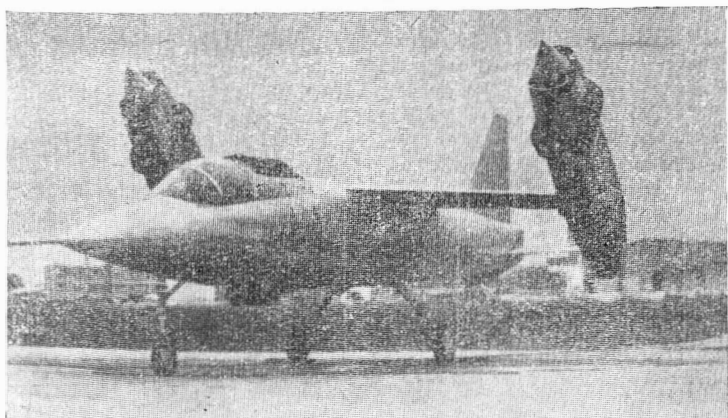
W celu praktycznego przebadania zagadnień związanych z postawionym zadaniem, zbudowano samolot doświadczalny VJ101C-X1 z dwoma silnikami nośnymi, umieszczonymi za kabiną pilota — przed środkiem ciężkości samolotu — i czterema silnikami przelotowymi, umieszczonymi parami w przestawialnych gondolach na końcach skrzy-

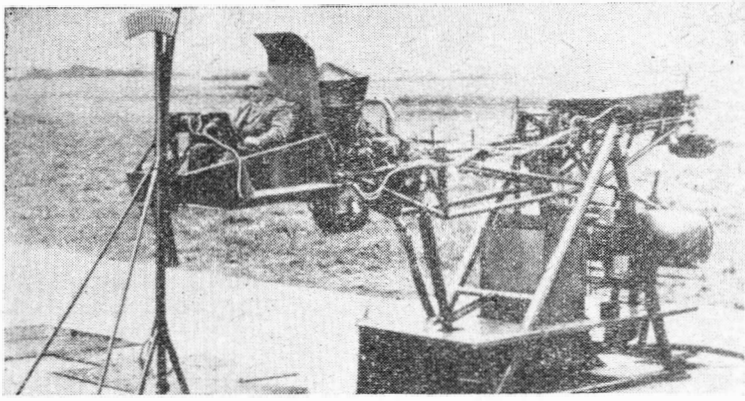
dła — za środkiem ciężkości samolotu. Zastosowano silniki Rolls-Royce RB.145 o ciągu 1250 kG. Przez zaopatrzenie silników przelotowych w dopalacze (ciąg z dopalaniem 1650 kG) powstanie naddźwiękowa odmiana samolotu — samolot VJ101C-X2 — o prędkości $Ma = 1,8$.

Samolot myśliwski VJ101D będzie miał cokolwiek inny układ niż samolot doświadczalny, ponieważ silniki przelotowe (dwa silniki Rolls-Royce RB.153 z dopalaniem) będą zabudowane w kadłubie i zaopatrzone w urządzenia do zmiany kierunku strumienia wylotowego. W zasadzie jednak układ ten nie różni się od układu zastosowanego w samolocie VJ101C i w związku z tym wyniki badań przeprowadzone na samolocie doświadczalnym będzie można odnieść do samolotu VJ101D. O zabudowie w samolocie VJ101C silników w przestawialnych gondolach zadecydowały następujące czynniki: uniknięcie strat ciągu zachodzących przy odchyleniu strumienia wylotowego, możliwość sterowania położenia samolotu za pomocą silników również względem osi podłużnej i pionowej, możliwość umieszczenia zbiorników paliwa w kadłubie oraz w przypadku wersji naddźwiękowej możliwość wykorzystania dopalania silników przelotowych w czasie startu (zagadnienie zmiany kierunku strumienia wylotowego silników z dopalaniem nie jest jeszcze praktycznie rozwiązane).

Jeszcze przed zbudowaniem samolotu VJ101C przeprowadzono próby z tzw. „huśtawką” oraz ze specjalnym urządzeniem latającym, w celu sprawdzenia możliwości sterowania położenia samolotu wyłącznie za pomocą różnicowej zmiany ciągu silników.

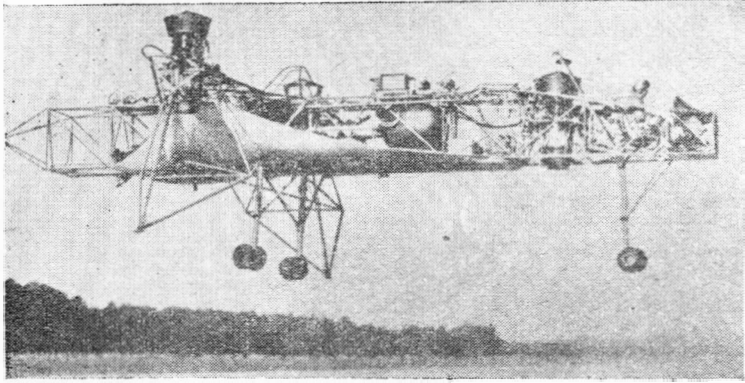
„Huśtawka” przedstawia belkę zamocowaną obrotowo na jednym końcu i z siedzeniem pilota na drugim końcu. Za siedzeniem pilota znajduje się silnik nośny Rolls-Royce RB.108, który służy do zrównoważenia momentu statycznego belki. Za pomocą dźwigni przepustnicy silnika pilot ustala położenie równowagi belki, po czym może zmieniać ruchami drążka sterowego ciąg silnika w zakresie $\pm 10\%$, przy czym określone wychyleniu drążka sterowego odpowiada to samo przyspieszenie katowe „huśtawki” co w przypadku samolotu. Po obróceniu siedzenia pilota o 90° w stosunku do osi „huśtawki” można badać warunki sterowania względem osi podłużnej samolotu. Oprócz warunków sterowania ręcznego, na „huśtawce” badano również różnego typu urządzenia uszereżowane. Odrzucając podwieszane do „huśtawki” ciężary można było wywoływać zaburzenia, które odpowiadały występującym w czasie lotu podmuchom. Poza tym określano



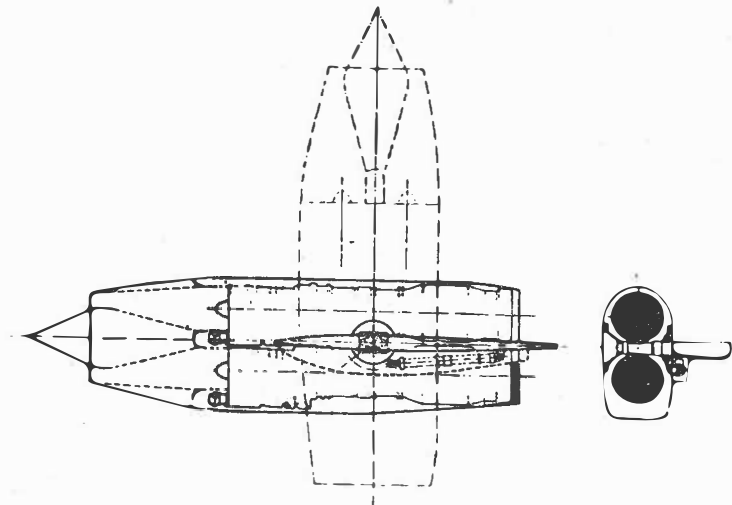


stateczność dynamiczną „huśtawki”, zaopatrzonej w urządzenie ustateczniające. Przeprowadzone próby wykazały możliwość sterowania i ustatecznienia samolotu za pomocą różnicowej zmiany ciągu silników.

Zadaniem urządzenia latającego było zbadanie warunków równowagi samolotu względem wszystkich osi w czasie zawisu. Urządzenie składa się ze szkieletu z rur stalowych, na którym na wysięgnikach zabudowano trzy silniki nośne RB.108, umieszczone w tych samych odległościach od środka ciężkości urządzenia co silniki na samolocie VJ101C. Podobnie jest również umieszczone siedzenie pilota. Roz-

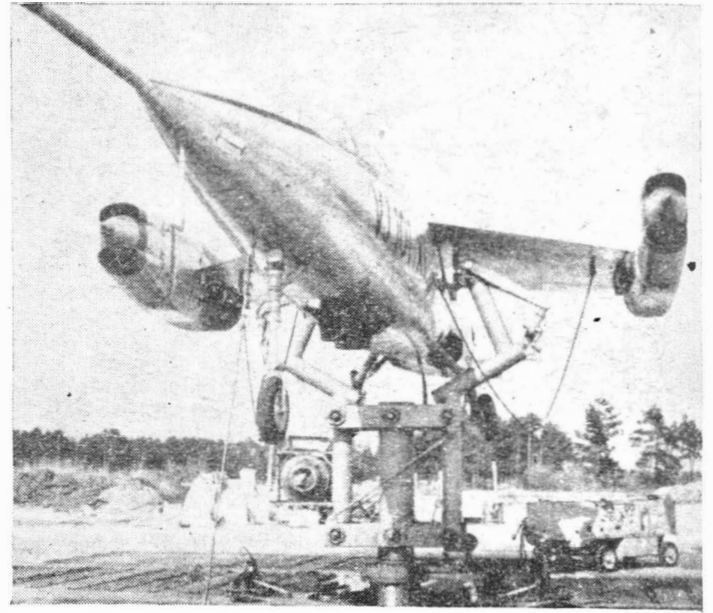


stawienie kół i ich położenie względem środka ciężkości odpowiada podwoziu samolotu. Przegub kardanowy w środku ciężkości urządzenia pozwolił przeprowadzić wstępne próby na kolumnie, której wysokość można było zmieniać w zakresie 2 m, dzięki czemu uzyskano swobodę zawieszenia w kierunku pionowym. W celu uwidocznienia wpływu ziemi i recyrkulacji strumieni wylotowych silników zastosowano „żagiel”, który zastępował skrzydło samolotu. Gdy koła znajdowały się powyżej 1 m nad ziemią, na „żaglu” nie ujawniał się wpływ ziemi. W czasie swobod-



negu zawisu z włączonym urządzeniem ustateczniającym pilot mógł na pewien czas wypuścić z rąk drążek sterowy.

Samolot VJ101C jest wykonany ze stopu lekkiego, jedynie w szczególnie „gorących” miejscach w pobliżu silników zastosowano stal i tytan. Konstrukcja skrzydła jest kilkudźwigarowa. Każda z gondol silnikowych jest mocowana na drążonym sworzniu, który przechodzi między obu silnikami. Wewnątrz sworznia są umieszczone popychacze do sterowania silników oraz przewody paliwa i hydrołu. Przesławianie gondoli odbywa się za pomocą dwóch tłoków, umieszczonych we wspólnym cylindrze. Kształt dyfuzorów wlotowych dobrano na podstawie badań w tunelu aerodynamicznym. Dobór ten nastroczał duże trudności ze względu na szeroki zakres prędkości lotu i związaną z tym konieczność zmiany przekroju dyfuzorów oraz ze względu na specyfikę ich pracy w przejściowych stanach lotu. Za najlepsze rozwiązanie uznano zastosowanie wokół gondoli dodatkowej szczeliny, która powstaje w wyniku przesunięcia do przodu — przy małych prędkościach lotu — wlotowej części gondoli. Zapewnia to również poprawny rozkład ciśnień w przekroju wlotowym przy skośnym napływie strumienia, co ma miejsce w przejściowych stanach lotu.



Po zapuszczeniu silników (za pomocą rozruszników hydraulicznych) sterowanie ich ciągu odbywa się za pośrednictwem wspólnej dźwigni. Różnicowa zmiana ciągu w celu sterowania położenia samolotu względem osi podłużnej i poprzecznej następuje wskutek wychyleń drążka sterowego, z którym są sprzężone przepustnice silników. W czasie przestawiania gondol silnikowych do położenia poziomego różnicowe sterowanie ciągu jest stopniowo wyłączane, w miarę jak zwiększa się skuteczność sterów aerodynamicznych. Sterowanie względem osi pionowej odbywa się za pomocą orczyka, sprzężonego z mechanizmem przestawiania gondol silnikowych (gondole są wychylane w przeciwnych kierunkach o niewielki kąt z położenia pionowego).

Przed rozpoczęciem lotów samolotu VJ101C przeprowadzono jego próby na statywie. Ponieważ w środku ciężkości samolotu nie można było umieścić przegubu (znajdującego się tam zbiornik paliwa), musiano zamontować dwa zewnętrzne przeguby po obu stronach kadłuba. Paralelogram umożliwił przechylenie samolotu względem jego osi podłużnej. W kolumnie statywu umieszczono urządzenie do pomiaru łącznego pionowego ciągu silników.

Pierwszy swobodny zawis samolotu odbył się 10 kwietnia 1963 roku, przy czym nie zaobserwowano żadnych nieprawidłowości w jego zachowaniu oraz w pracy samoczynnego urządzenia ustateczniającego.

W rozwoju samolotu VJ101C bierze udział poza firmami niemieckimi 115 wytwórni zagranicznych, w tym 35 angielskich, 60 amerykańskich i 20 francuskich.

W. K.

Terminologia lotnicza

Uwaga: TL druk terminologii rozpoczęła w zeszycie 3/62, gdzie podano wyjaśnienia wstępne oraz systematykę działową

Dział 2. PODZIAŁ I ZASTOSOWANIE LOTNICTWA (d. ciąg) (hasła tego działu poprzednio drukowano w zeszytach 8/62 i 3/63).

Linia lotnicza krajowa 2.

— linia lotnicza przebiegająca w granicach obszaru jednego tylko kraju (państwa).

a. Inland air line (inland airway, national air line (airway)); f. Ligne aérienne à l'intérieur du pays (ligne aérienne nationale); n. Inlandsfluglinie (nationale Luftlinie); r. внутренняя аэролиния

Linia lotnicza międzynarodowa 2.

— linia lotnicza przebiegająca przez obszar dwóch lub więcej państw

a. international air line (airway); f. ligne (service) aérienne internationale; n. internationale Luftlinie; r. международная аэролиния

Linia lotnicza nadmorska 2.

— linia lotnicza, przebiegająca w całości lub w znacznej części nad morzem lub oceanem

a. sea air line (sea airway); f. ligne hydro-aérienne (ligne aérienne maritime); n. See-fluglinie; r. морская аэролиния

Linia lotnicza nocna 2.

— linia lotnicza przeznaczona do eksploatacji tylko w porze nocnej

a. night air line (night airway, night flying route); f. ligne de transport aérien nocturne (de nuit); n. Nachtluft (verkehrs) linie, (Nachtstrecke); r. ночная аэролиния

znaczonych do normalnej eksploatacji lotniczej

a. aeroplane park of an air transport company (of an air line); f. parc d'avions d'une compagnie de transport aérien; n. Flugpark einer Luftverkehrsgesellschaft; r. авиационный парк, авиапредприятие

Transport powietrzny 2.

(przewóz powietrzny N)

— przewóz osób, towarów i poczty statkami powietrznymi

a. air transport (air transportation); f. transport aérien (transports aériens); n. Luftbeförderung (Lufttransport); r. воздушный транспорт

Dział 5. AERODYNY (d. ciąg)

(hasła tego działu poprzednio drukowano w zesz. 10/62).

Dwupłat-płatowiec 5.

— samolot posiadający dwa płaty nośne

a. biplane; f. biplan; n. Doppeldecker; r. биплан

Kłapa-wychylać-podnosić 5.

Wychylenie kłap

(opuszczać, chować N)

— czynność

a. adjusted in flight, flap angle; f. baisser les volets, relever les volets, commande les volets; n. Klappen ausfahren (ausschlagen), Klappen infahren, Klappenausschlag, (Betätigung); r. отклонение щитка, опуск, подъем

Linia lotnicza pocztowa 2.

— linia lotnicza przeznaczona do przewozu przesyłek pocztowych (poczty)

a. air mail line; f. ligne aérienne postale (ligne de poste aérienne); n. Luftpostlinie; r. почтовая аэролиния

Linia lotnicza próbna 2.

(linia lotnicza tymczasowa N)

— linia lotnicza uruchomiona na nowej trasie lub przy zastosowaniu nowego sprzętu w celu zbadania możliwości i warunków eksploatacyjnych

a. experimental air line (experimental airway); f. ligne aérienne d'étude (d'essai); n. Versuchsluftlinie; r. опытная аэролиния

Linia lotnicza sezonowa 2.

— linia lotnicza, przeznaczona do eksploatacji jedynie w pewnych porach roku lub w okresach większego nasilenia ruchu

a. seasonal (season) air service; f. service aérien pendant la saison; n. Saisonluftdienst; r. сезонная аэролиния

Linia lotnicza towarowa 2.

— linia lotnicza przeznaczona w zasadzie do przewozu przesyłek towarowych

a. goods (freight) air line (airway); f. ligne de fret aérien; n. Luftfrachtlinie; r. товарная аэролиния

Linia lotnicza zamorska 2.

— linia lotnicza eksploatowana na trasach, przechodzących nad morzami lub oceanami

Kłapka wyważająca 5.

— wychylna część steru lub lotki przy krańcu skrzydła, zwykle przestawialna w celu zmniejszenia lub całkowitego zrównoważenia momentu zawiasowego

a. trimming tab; f. tab réglable en vol; n. Trimmruder; r. триммер

Koło 5.

— koło bieżne podwozia samolotu, składające się z bębna i ogumienia

a. main wheel; f. roue d'atterrisseur (de train d'atterrissage) n. Laufrad; r. колесо

Ogumienie 5.

— opona i dętka

a. tyres (cover, tube, airbag); f. pneumatique (enveloppe); n. Reifen (Reifendecke, Laufmantel, Schlauch, Reifenschlauch); r. пневматик, покрывка, камера

Samolot fotogrametryczny 5.

— samolot przystosowany do lotów specjalnych w celu dokonywania zdjęć dla potrzeb aerofotogrametrii

a. survey aeroplane (aerial survey aeroplane); f. avion pour des levées des plans et opérations d'arpentage; n. Vermessungsflugzeug (Luftbildmessflugzeug); r. фотограмметрический самолёт

Samolot krótkiego startu i lądowania (skrót SKSL) 5.

— oznaczenie typu samolotu-statku powietrznego

a. aircraft short take off and landing (aircraft STOL); n. Kurzstarter (STOL); r. аппараты стр. взл. и лос.

- a. oversea air line (airway); f. ligne aérienne traversant la mer; n. Überseeflughlinie; r. За-морская аэролиния
- Lot dowozowy** 2.
— lot mający na celu dowóz pasażerów, towarów i poczty do ośrodków połączonych z główną linią lotniczą
a. feeder (branch) service flight (feeder flight); f. vol secondaire (auxiliaire) d'apport; n. Zubringerflug; r. подвозный полёт
- Lot gwiazdzisty** 2.
— lot z różnych miejsc startu do jednego punktu, najczęściej z zadaniem przybycia na określony czas (termin)
a. radial flight system (radial flight); f. vol en étoile; n. Sternflug; r. звёздный полёт
- Lot komunikacyjny** 2.
— lot wykonywany przez statek powietrzny przedsiębiorstwa komunikacji lotniczej
a. air transport flight (commercial flight); f. vol de transport; n. Verkehrsflug (Streckenflug); r. коммуникационный полёт
- Lot nierozkładowy** 2.
(lot nieregularny N, lot pozarozkładowy Nw).
— lot nie przewidziany w rozkładzie lotów
a. non-scheduled flight (flight out of schedule); f. vol non régulier (vol non compris dans l'horaire aérien); n. ausserplanmässiger Flug; r. спецрейс
- Lotnictwo handlowe** 2.
— dział lotnictwa cywilnego, przeznaczony dla przewozu pasażerów, towarów i poczty za opłatą
- Lotnicza sieć komunikacyjna** 2.
— sieć linii lotniczych, eksploatowanych przez lotnictwo komunikacyjne
a. air line network; f. réseau aérien; n. Luftverkehrsnetz; r. сеть воздушных сообщений
- Lotnicza sieć pocztowa** 2.
— sieć linii lotniczych, obsługiwanych przez lotnictwo pocztowe
a. air mail network; f. réseau aérien postal (réseau de poste aérienne); n. Luftpostnetz; r. авиапочтовая сеть
- Lot rozkładowy** 2.
(lot planowy N, lot regularny N)
— lot przewidziany w rozkładzie lotów
a. scheduled flight (flight according to the time table); f. vol régulier (vol conforme à l'horaire aérien); n. flugplanmässiger Flug (im Flugplan vorgesehener Flug); r. полёт согласный с расписанием полётов
- Lot specjalny** 2.
— lot w celu wykonania zadania specjalnego
a. special flight; f. vol spécial; n. Sonderflug; r. специальный полёт
- Sprzęt latający przedsiębiorstwa lotniczego** 2.
(park lotniczy N, park latający Nw)
— ogół samolotów, stanowiących własność przedsiębiorstwa przewozu lotniczego, prze-
-
- Samolot pionowego startu i lądowania** 5.
(skrót SPSL)
— oznaczenie typu samolotu-statku powietrznego
a. aircraft vertical take off and landing (VTOL); n. Senkrechtstarter (VTOL); r. аппараты вертикального взлёта и посадки (АВВИ)
- Skrzydło** 5.
— część płata nośnego — prawa i lewa
a. wing; f. voilure; n. Flügel; r. крыло
- Skrzydło środkowe** 5.
— część płata nośnego, łącząca skrzydła
a. centre section; f. voilure centrale; n. Mittelflügel; r. центроплан
- SKSL** 5.
— por. Samolot krótkiego startu i lądowania (Dz. 5)
- SPSL** 5.
— por. Samolot pionowego startu i lądowania (Dz. 5)
- Wielopłat** 5.
— samolot z dwoma lub więcej płacami nośnymi
a. multiplane; f. multiplan; n. Mehrdecker; r. полиплан
- Dział 8. NAPĘDY**
- Deflektor** 8.
— osłona kierująca powietrze chłodzące silnik
a. gills; f. volet du radiateur; n. Kühlerklappe r. заслонка радиатора
- Kołpak piasty śmigła** 8.
— duża osłona piasty śmigła, o kształcie aerodynamicznym, zabudowana naokoło nasad łopat i obracająca się razem ze śmigłem
a. spinner; f. capotage de l'hélice (casserole); n. Luftschraubennabe; r. обтекатель воз. винта
- Młynek hamowniany** 8.
— urządzenie zbliżone do śmigła, służące do hamowania silników lotniczych
a. brake propeller (fan-brake); f. hélice-frein (moulinet); n. Bremsluftschraube; r. тормозный винт
- Napęd silnikowy** 8.
— napęd od silnika wytwarzającego ciąg
- Nasada łopaty** 8.
— część łopaty śmigła, za pomocą którego łączy się łopatę z piastą
a. blade root (shank); f. pied de pale; n. Blattwurz; r. основа лопасти, корень лопасти
- Okucie krawędzi natarcia łopaty śmigła** 8.
— okucie ochronne krawędzi łopaty śmigła, wykonane z metalu
a. propeller tipping (sheathing); f. blindage de l'hélice; n. Blechbeschlag der Luftschraube (Kantenschutz); r. обшивка
- Oslona piasty** 8.
— stożkowa pokrywa piasty śmigła, zamocowana współosiowo i obracająca się razem ze śmigłem
a. tairing (covering panel); f. capotage (panneau de revêtement); n. Nabenhaube (Verkleidung); r. обтекатель винта капот
- Piasta śmigła** 8.
— część śmigła mocująca łopaty z wałem śmigła
a) przy śmigle wykonanym w całości — oddzielna część, z pomocą której śmigło osadza się na wale silnika,
b) przy śmigle z nasadzonymi łopatami — część środkowa, w której osadza się nasady łopat
a. hub (airscrew boss); f. moyeu d'hélice; n. Luftschraubennabe; r. втулка винта

TECHNIKA LOTNICZA

MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

Działowy spis treści za rok 1963

Autor	Tytuł	Zeszyt	Strona
Zagadnienia ogólnolotnicze			
J. Staszek	Dokształcanie kadr technicznych	1	1
	Wnioski z narad branżowych	3	65
Zb. Nadratowski	Upowszechnienie czytelnictwa branżowych czasopism technicznych obowiązkiem kół zakładowych SIMP	4-5	93
	O właściwą rangę technologii lotniczej	6	133
	Zadania konferencji naukowo-technicznej SIMP „Technologia wytwarzania przepływowych maszyn wirnikowych”	7	165
	Nasz jubileusz XV-lecia	9	229
	Konferencja naukowo-techniczna SIMP i WSK	10	261
	X-lecie Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych	11	293
Aerodynamika i mechanika lotu			
E. Lewalska	Opory tarcia, cz. I	1	okł.
E. Lewalska	Opory tarcia, cz. II	2	okł.
E. Lewalska	Opór pojedynczych ziaren nierówności powierzchni, cz. I	3	okł.
E. Lewalska	Opory interferencyjne, cz. I	7	okł.
E. Lewalska	Opór pojedynczych ziaren nierówności powierzchni, cz. II	8	okł.
R. Aleksandrowicz	Dobór ekonomicznej prędkości przelotowej	8	208
E. Lewalska	Opory interferencyjne, cz. II	9	okł.
F. Janik	Podstawy dynamiczne ruchu sputników	10	262
J. Koszewski	Oszacowanie ograniczeń dla lotniczego zastosowania zapisu magnetycznego z modulacją częstotliwości	11	297
J. Perliński, L. Woźnicki	Pomoce inżyniera prób w locie „Techniki Lotniczej” (Nomogram zakrętów ustalonych. Nomogram czasów wznoszenia)	11	okł.
Silniki lotnicze			
J. Jasiewicz	Technika pomiarów wielkości kropeł cieczy rozpylonej przez wtryskiwacz	1	7
L. Varga	Doświadczalne badanie drgań łopatek maszyn przepływowych	4-5	94
I. Auerbach	Zagadnienie wyważania wirników silników turbinowych	4-5	100
Zb. Nadratowski	Zadania konferencji naukowo-technicznej SIMP „Technologia wytwarzania przepływowych maszyn wirnikowych”	7	165
W. R. Gundlach, R. Przybylski	Zagadnienie prac badawczych w dziedzinie silników turbinowych	7	166
E. Tuliszką	Naprężenia termiczne w chłodzonych strumieniem powietrza tarczach wirnikowych turbin gazowych	7	168
M. Karliński, E. Sobociński	Stopy aluminium stosowane na elementy sprężarek silników turbinowych	7	176
W. Kordziński	Na marginesie artykułu prof. W. Gundlacha „Prace badawcze w dziedzinie silników turbinowych”	8	210
J. Grzegorzewski	Przyczynek do metodyki badań komór spalania lotniczych silników turbinowych	9	230
B. Wiślicki	O niektórych zagadnieniach kinetyki procesów chemicznych w komorach spalania lotniczych silników przepływowych	9	233
W. Kordziński	O podstawowych właściwościach dwuzespołowych sprężarek lotniczych silników turbinowych	10	269
M. Rabenda	Uwagi o analizie dynamicznej silników turbinowych	10	282

Autor	Tytuł	Zeszyt	Strona
H. Krajewski	Kryteria podobieństwa komór spalania silników rakietowych na ciekły środek napędowy	11	294
S. Szczeciński, M. Łyzwiński	Konstrukcja dopalaczy turbinowych silników odrzutowych	12	331
J. Anioła, J. Bazan, W. Zapałowicz, J. Madej	Wyciskanie i walcowanie łopatek sprężarkowych	12	345
Wytrzymałość			
Z. Łapiński	Geometryczny współczynnik spiętrzenia naprężeń α_k , cz. I	1	okł.
Z. Łapiński	Geometryczny współczynnik spiętrzenia naprężeń α_k , cz. II	2	okł.
L. Varga	Doświadczalne badania drgań łopatek maszyn przepływowych	4-5	94
I. Auerbach	Zagadnienie wyważania wirników silników turbinowych .	4-5	100
M. Rabenda	Uwagi o analizie dynamicznej silników turbinowych . . .	10	282
Technologia i materiałoznawstwo			
B. Mielnikowa	Aktualne problemy w dziedzinie paliw do turbinowych silników odrzutowych	1	2
E. Żmihorski	Konstrukcje przekładkowe w lotnictwie, cz. II; Technologia wytwarzania i obróbki wypełniaczy oraz ich łączenie z pokryciami	2	33
B. Mielnikowa	Oleje syntetyczne do silników turbinowych	2	37
A. Wojciński	Hydrauliczne prasy tunelowe do tłoczenia blach przeponą gumową, cz. I	2	47
E. Żmihorski	Konstrukcje przekładkowe w lotnictwie, cz. III	3	66
J. Buć	Metodyka przygotowania programu dla obrabiarek sterowanych programowo	3	70
A. Wojciński	Hydrauliczne prasy tunelowe do tłoczenia blach przeponą gumową, cz. II	3	77
J. Buć	Przygotowanie części technologicznej programu dla frezarek wyposażonych w systemy sterowania ciągłego	4-5	108
A. Ciszewski, T. Radomski	Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych; Stopy żarowytrzymałe, których głównym składnikiem jest nikiel, cz. I	4-5	okł.
T. Bednarski	Metody dynamicznego kształtowania metali	6	134
J. Buć, R. Zieliński	Rozwój sterowania programowego	6	143
A. Gołędzinowski	Obróbka elektrochemiczna	6	148
A. Stefko	Wyoblanie metali ze stałą i zmienną grubością ścianki . . .	6	154
A. Ciszewski, T. Radomski	Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych; Stopy żarowytrzymałe, których głównym składnikiem jest nikiel, cz. II	6	okł.
Zb. Nadratowski	Zadania konferencji naukowo-technicznej SIMP „Technologia wytwarzania przepływowych maszyn wirnikowych”	7	165
M. Karliński, E. Sobociński	Stopy aluminium stosowane na elementy sprężarek silników turbinowych	7	176
J. Chodorowski	Stopy żarowytrzymałe na osnowie niklu	7	183
W. Kluz	Zagadnienia technologiczne odlewania łopatek i wirników turbin z materiałów żaroodpornych	7	188
A. Rossakiewicz	Technologia i zastosowanie trawienia kształtowego w konstrukcjach lotniczych	8	197
A. Ciszewski, T. Radomski	Stopy żarowytrzymałe z głównym składnikiem kobaltem, cz. IV	9	okł.
A. Ciszewski, T. Radomski	Stopy z głównym składnikiem tytanem, cz. V	10	okł.
J. Anioła, J. Bazan, W. Zapałowicz, J. Madej	Wyciskanie i walcowanie łopatek sprężarkowych	12	345
A. Ciszewski, T. Radomski	Stopy z głównym składnikiem tytanem, cz. VI	12	okł.
Osprzęt i wyposażenie			
J. Kroszczyński	Nowe osiągnięcia w dziedzinie pokładowych urządzeń radiolokacyjnych	1	11
R. Staniszewski	Zagadnienie doboru optymalnych parametrów dla przewodów lotniczych	2	42
Z. Haman	Napędy sterów lekkich samolotów odrzutowych	9	248
W. Kordziński	O podstawowych właściwościach dwuzespołowych sprężarek lotniczych silników turbinowych	10	269

Autor	Tytuł	Zeszyt	Strona
R. Sobczak	Farnborough 1962 (cz. I)	10	278
J. Perliński	Opóźnienie wskazań podstawowych pilotażowych przyrządów ciśnieniowych	11	305
R. Sobczak	Farnborough 1962 (dokończenie)	12	338
Konstruowanie maszyn latających			
E. Żmihorski	Konstrukcje przekładkowe w lotnictwie, cz. II, Technologia wytwarzania i obróbki wypełniaczy oraz ich łączenie z pokryciami	2	33
J. Maryniak	Analiza rozbiegu samolotu odrzutowego	4—5	103
A. Rossakiewicz	Technologia i zastosowanie trawienia kształtowego w konstrukcjach lotniczych	8	197
Z. Haman	Napędy sterów lekkich samolotów odrzutowych	9	248
E. Żmihorski	Konstrukcje przekładkowe w lotnictwie, cz. III	12	325
Produkcja			
A. Wojciński	Hydrauliczne prasy tunelowe do tłoczenia blach przeponą gumową, cz. I	2	47
J. Buć	Metodyka przygotowania programu dla obrabiarek sterowanych programowo	3	70
A. Wojciński	Hydrauliczne prasy tunelowe do tłoczenia blach przeponą gumową, cz. II	3	77
J. Buć	Przygotowanie części technologicznej programu dla frezarek wyposażonych w systemy sterowania ciągłego	4—5	108
W. Siwa	Kierowanie przebiegiem produkcji w zakładach budowy maszyn o produkcji małoseryjnej	8	205
Eksploatacja			
T. Rajpert	Pomiar oraz analiza hałasu i drgań, cz. I	4—5	119
T. Rajpert	Pomiar i analiza hałasu i wibracji dźwiękowej, cz. II	9	242
T. Rajpert	Pomiar i analiza hałasu i wibracji dźwiękowej, cz. III	12	350
Komunikacja			
J. Maryniak	Analiza rozbiegu samolotu odrzutowego	4—5	103
T. Rajpert	Pomiar oraz analiza hałasu i drgań, cz. I	4—5	119
E. Jungowski	Czy nawrót do sterowców	8	211
W. Zaremba	Kilka informacji o komunikacji lotniczej przedsiębiorstw IATA	8	221
T. Rajpert	Pomiar i analiza hałasu i wibracji dźwiękowej, cz. II	9	242
R. Grzywacz, Zb. Jaśkiewicz, Zdz. Pytlewski	Lotniskowe nawierzchnie asfaltowe oraz ich szorstkość	11	315
T. Rajpert	Pomiar i analiza hałasu i wibracji dźwiękowej, cz. III	12	350
Nowości techniczne			
		1	15
		2	50
		3	81
		4—5	128
		6	161
		8	216
		9	253
		10	285
Lotnicze słownictwo techniczne			
		1	23
		3	87
		8	214
Z komunikacji lotniczej			
		9	258
Przegląd patentów			
		1	18
		2	55
		3	83
		8	219
Na półkach księgarskich			
		1	20
		2	58
		3	85
		4—5	130
		6	161
		7	195
		8	224
		10	289
		11	321

Autor	Tytuł	Zeszyt	Strona
	Kronika	1	21
		2	63
		4-5	130
		10	291
	Przegląd Dokumentacyjny Lotnictwa	1	25
		2	61
		3	89
		4-5	131
		6	163
		8	227
		10	292
		11	323
		12	355
	Pomoce konstruktorskie „Techniki Lotniczej”		
	Geometryczny współczynnik spiętrzenia naprężeń a_k , cz. I	1	okł.
	Opory tarcia cz. I	1	okł.
	Geometryczny współczynnik spiętrzenia naprężeń a_k , cz. II	2	okł.
	Opory tarcia, cz. II	2	okł.
	Opór pojedynczych ziaren nierówności powierzchni	3	okł.
Z. Łapiński E. Lewalska	Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych; stopy żarowytrzymałe, których głównym składnikiem jest nikiel, cz. I	4-5	okł.
A. Ciszewski, T. Radomski	Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych; stopy żarowytrzymałe, których głównym składnikiem jest nikiel, cz. II	6	okł.
E. Lewalska	Opory interferencyjne, cz. I	7	okł.
E. Lewalska	Opór pojedynczych ziaren nierówności powierzchni	8	okł.
E. Lewalska	Opory interferencyjne, cz. II	9	okł.
A. Ciszewski, T. Radomski	Stopy żarowytrzymałe z głównym składnikiem kobaltem, cz. IV	9	okł.
A. Ciszewski, T. Radomski	Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych, cz. V — Stopy z głównym składnikiem tytanem	10	okł.
J. Perliński, L. Woźnicki	Pomoce inżyniera prób w locie „Techniki Lotniczej” — Nogram zakrętów ustalonych i czasów wznoszenia	11	okł.
A. Ciszewski, T. Radomski	Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych — Stopy z głównym składnikiem tytanem, cz. IV	12	okł.

PRZYPOMINAMY

Czas odnowić prenumeratę

„Techniki Lotniczej”

na I kwartał 1964 r.

ca Tabeli 1 Własności niobu i stopów niobu

Lp	Oznaczenie stopu	Skład chemiczny % (reszta)	Metoda otrzymywania i stan	Ciężar właściwy g/cm ³	Własności mechaniczne w temp. podwyższonych					
					Temperatura badania °C	σ_r kg/mm ²	R_r kg/mm ²	α %	ζ %	R_{r-100} kg/mm ²
7	NC-21	10Zr	Topienie tukowe; rekrytalizowany		21	42,9	58,3	7,0	—	—
					1095	26,7	33,7	28,0	—	—
8	NC-31	5Mo; 5Hf	Topienie tukowe; rekrytalizowany		1095	—	30,2	—	—	—
9	NC-32	5Hf; 1Ti; 1Zr	Topienie tukowe; rekrytalizowany		24	38,0	54,1	26,0	42,0	—
					1095	33,0	34,4	25,0	—	—
10	NC-155	5V; 5Mo	Topienie tukowe; rekrytalizowany		24	54,1	66,8	29,0	37,0	—
					1095	26,0	28,1	44,0	54,0	—
11	NC-181	5V; 5Mo; 1Zr	Topienie tukowe; rekrytalizowany		1095	35,9	38,0	5,0	6,2	—
12	VAM-19	5Hf; 2Mo	Topienie tukowe; wyzorowany odprężający		24	49,2	58,3	12,0	56,0	—
					1095	27,4	28,8	14,0	50,0	—
13	F-48	15W; 1Zr; 0,1C	Topienie tukowe; kuty	9,4	24	60,5	87,8	25,0	—	—
					1095	29,5	45,7	19,0	—	24,6
					1205	21,0	33,7	21,0	—	11,9
					1315	10,5	21,8	—	—	—
14	F-50	15W; 5Mo; 5Ti; 1Zr; 0,05C	Topienie tukowe; kuty	9,1	24	56,2	85,7	24,0	—	—
					1095	26,2	35,0	28,0	—	14,0
					1205	19,2	24,6	35,0	—	7,7
					1315	12,6	14,8	45,0	—	—
15	FS-82	33Ta; 0,75Zr	Topienie tukowe; kuty	10,3	24	—	56,2	3,0	—	—
					1095	28,1	31,6	8,0	—	—
16	D-31	10Mo; 10Ti; 0,050; 0,07N; 0,06C	Topienie tukowe; prasowany	8,1	24	64,7	70,0	22,0	47,0	—
					980	—	—	—	—	9,8
					1095	23,2	24,6	12,0	9,0	—
					1205	15,5	17,6	14,0	13,0	—
					1315	—	14,0	8,0	11,0	—
					1410	—	7,7	—	40,0	—
17	D-41	20W; 10Ti; 6Mo	Topienie tukowe; prasowany	8,8	24	—	88,0	10,0	—	—
					1095	—	35,1	25,0	—	14,0
					1260	22,5	25,3	30,0	—	—
					1370	—	17,6	35,0	—	—
18	Cb-6	8Ti; 10W	Topienie tukowe; kuty		1000	15,5	23,2	44,0	—	—
					1205	—	11,9	52,0	—	—
19	Cb-7	7Ti; 28W	Topienie tukowe; kuty		24	98,4	102,6	3,8	5,2	—
					1000	28,8	39,4	49,0	78,0	—
					1205	26,7	28,8	22,0	75,0	10,5
20	Cb-16	20W; 10Ti; 3V	Topienie tukowe; prasowany		1000	47,8	54,1	15,0	54,0	—
					1205	19,0	23,9	40,0	82,0	—
21	Cb-20	5Ti; 5Zr; 15W	Topienie tukowe; prasowany		24	90,0	94,4	3,3	5,4	—
					1000	48,5	53,4	20,0	48,0	—
					1205	18,3	22,5	17,0	52,0	—
22	Cb-22	3Al; 3V	Topienie tukowe; prasowany		24	88,5	93,5	7,0	6,2	—
					1000	22,5	23,2	88,0	82,0	—
					1205	9,1	9,1	78,0	92,0	—
23	Cb-24	7Ti; 3Al; 3V	Topienie tukowe; kuty		24	104,0	109,0	5,0	9,8	—
					1000	17,6	18,3	78,0	93,0	—
					1205	5,6	5,9	1,2	100,0	—
24	Cb-56	3Al; 3V; 1Zr	Topienie tukowe; kuty		1000	22,5	26,0	52,0	—	—
25	Cb-65	7Ti; 0,8Zr; 0,11O; 0,02N; 0,075C	Topienie tukowe; kuty	8,0	24	60,5	67,5	20,0	66,0	—
					980	14,8	19,7	14,0	96,0	—
					1095	7,7	11,2	71,0	99,0	—
					1205	4,5	6,6	88,0	99,0	—
			Topienie tukowe; rekrytalizowany		24	39,4	50,6	35,0	80,0	—
					980	15,5	25,3	31,0	72,0	—
					1095	—	16,2	25,0	94,0	2,8
					1205	—	10,5	42,0	96,0	—
26	Cb-67	7Ti; 3Al; 3V; 1Zr	Topienie tukowe; kuty		1000	17,6	20,4	52,0	56,0	—
					1205	4,2	4,9	68,0	63,0	—
27	Cb-74	5Zr; 10W; 0,12O; 0,02N; 0,03C	Topienie tukowe; prasowany	9,1	1205	29,5	31,6	23,0	—	—

Westinghouse Electric Corporation

General Electric Corp.

Fansteel Metallurgical Corporation

Carbide Corporation

Union Carbide Corporation

Tabela 2. Własności molibdenu i stopów molibdenu.

Lp	Oznaczenie stopu	Skład chem. % (reszta Mo)	Metoda otrzymyw. i stan	Ciężar właściwy g/cm ³	Temperatura rekrytalizacji °C	Własności mechaniczne w temp. podwyższonej					
						Temp. badania °C	Q _r kg/mm ²	R _r kg/mm ²	α %	σ %	R _m kg/mm ²
1	100 Mo	0,01-0,03 C	Topienie tukowe; rekrytalizowany	10,2	1150 - 1205	980	126	24,6	41,0	98,0	10,5
			Topienie tukowe; kuty			1095	11,2	17,6	71,0	97,0	8,4
						980	—	31,6	30,0	—	—
						1095	—	28,0	40,0	—	—
						1150	22,0	22,5	45,0	—	—
						1370	—	10,5	53,0	—	—
						1510	—	7,7	53,0	—	—
2	Mo-20 Re	20 Re	Topienie tukowe, rekrytalizowany	10,2	1150 - 1205	21	—	123,0	20,0	—	—
						1095	—	28,0	23,0	—	14,0
						1315	—	14,0	25,0	—	—
						1650	—	10,5	31,0	—	—
3	Mo-0,5 Ti	0,05 Ti 0,02-0,05 C	Topienie tukowe; kuty	10,2	1340	980	—	45,7	25,0	—	37,3
						1095	—	42,2	15,0	—	23,9
						1205	—	35,0	—	—	—
						1315	—	14,0	71,0	—	—
						1370	—	14,7	71,0	—	—
						1510	—	10,5	53,0	—	—
4	TZC	1,25 Ti 0,15 Zr 0,15 C	Topienie tukowe; kuty	10,0	1540 - 1595	24	78,7	95,9	22,0	—	—
						980	42,9	47,8	20,0	—	42,9
						1315	37,2	42,9	11,0	—	23,9
5	TZM	0,05 Ti 0,08 Zr 0,02-0,08 C	Topienie tukowe; wyzarzany odprezajaco	10,2	1425 - 1595	24	70,0	91,0	29,0	63,0	—
						980	—	60,5	18,0	73,0	49,0
						1315	—	38,0	31,0	96,0	—
						1650	—	9,8	—	—	—
6	Mod. TZC	1,27 Ti 0,29 Zr 0,30 C	Topienie tukowe; wyzarzany odprezajaco	10,0	1760	21	68,9	85,6	1,0	0,5	—
			Topienie tukowe; rekrytalizowany			980	—	65,0	11,0	44,0	—
						1315	28,8	42,9	26,0	61,0	28,2
						21	38,7	61,2	5,0	4,0	—
						980	—	42,9	29,0	—	38,7
1315	—	32,3	41,0	—	18,3						
7	Mo-3 Ti	3,2 Ti, 0,50 C	Topienie tukowe; wyzarzany odprezajaco	10,2	1450 - 1540	23	89,3	95,0	23,0	20,0	—
						980	30,9	41,5	23,0	57,0	30,9
						1315	18,3	25,3	53,0	93,0	7,0
8	Mo-0,05 Zr	0,054 Zr 0,024 C	Topienie tukowe; wyzarzany odprezajaco	10,2	1340	23	81,5	88,6	13,0	—	—
						980	—	56,2	2,0	—	39,4
						1315	—	14,7	14,0	—	—
9	Mo-0,5 Zr	0,5 Zr, 0,05 C	Topienie tukowe; wyzarzany odprezajaco	10,2	1450 - 1540	23	75,9	86,5	28,0	55,0	—
						980	44,3	54,1	19,0	39,0	42,9
						1315	24,6	40,1	25,0	84,0	9,8
10	Mo-1,5 Nb	1,5 Nb, 0,25 C	Topienie tukowe; wyzarzany odprezajaco	10,2	1425	24	84,0	109,7	1,0	0,8	—
						980	60,5	71,0	7,0	14,5	56,2
						1315	—	45,0	36,0	88,0	8,4
11	Mo-25W-0,1 Zr	25 W 0,11 Zr 0,05 C	Topienie tukowe; rekrytalizowany	11,6	1400	24	55,5	73,8	32,0	25,0	—
			Topienie tukowe; wyzarzany odprezajaco			980	16,2	30,2	46,0	91,0	21,3
						1315	11,9	20,4	58,0	89,0	8,1
						24	96,3	99,0	0,0	0,0	—
						980	63,3	68,9	18,0	67,0	5,3
						1315	—	52,0	26,0	81,0	1,4
12	Mo-25W-0,5 Ti	25 W 0,5 Ti 0,05 C	Topienie tukowe; wyzarzany odprezajaco	10,2	1450 - 1540	24	87,8	102,6	17,0	35,0	—
						980	35,8	65,3	13,0	27,0	47,8
						1315	—	19,7	61,0	76,0	7,8