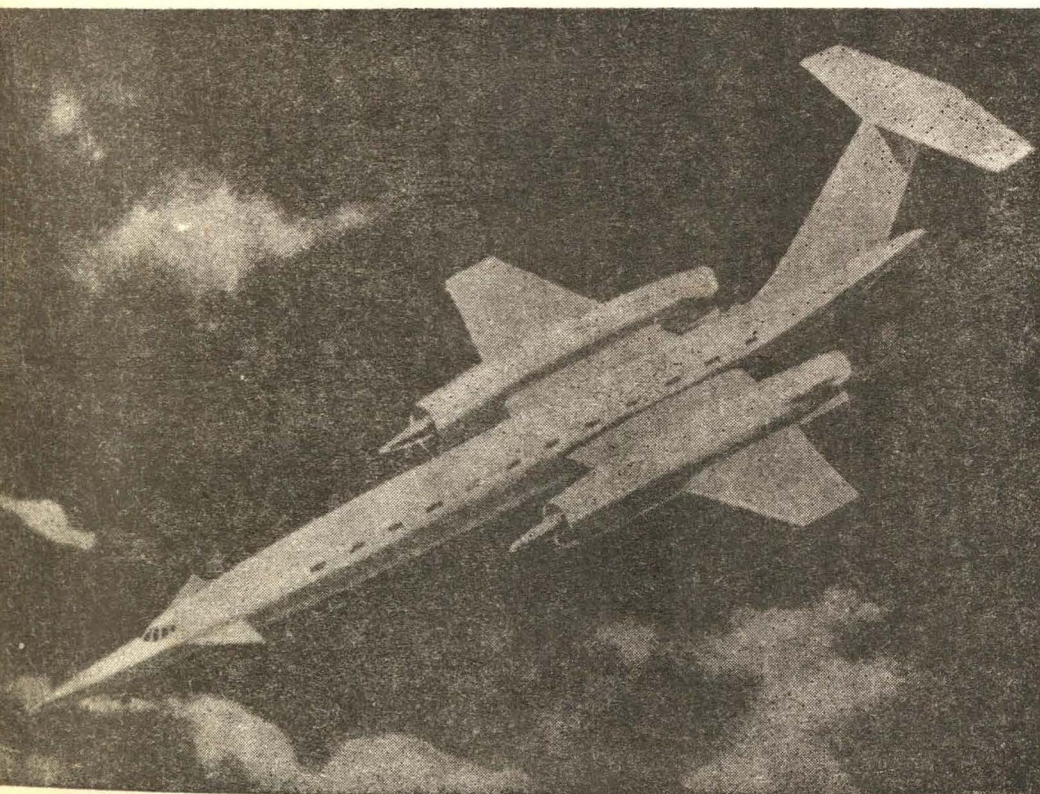


TECHNIKA LOTNICZA



2

1964

WYDAWNICTWA
CZASOPISM
TECHNICZNYCH NOT

Opory interferencyjne

(c.d.)

Interferencja skrzydło - kadłub w transsonicznym zakresie prędkości

Zebrała i opracowała mgr inż. E. Lewalska

Wieloletnie doświadczenia konstruktorów lotniczych przyczyniły się do ustalenia konwencjonalnego układu samolotu. Drobne wahania oporów interferencyjnych zależą od ukształtowania i wzajemnego ustawienia poszczególnych części samolotu oraz od kształtu owiewiek profilujących miejsca połączenia tych części.

Pierwsze próby przystosowania samolotu o kształtach typowych dla prędkości poddźwiękowej do lotu z prędkością zbliżającą się do prędkości dźwięku kończyły się tragicznie. Wykryto, że przyczyną niepowodzeń był gwałtowny wzrost oporu towarzyszący prędkości Macha, zbliżającej się do 1. Przyczyną tego wzrostu jest pojawianie się dodatkowego oporu, zwanego oporem falowym. Długo nie udawano się konstruktorom znaleźć efektywnego rozwiązania konstrukcyjnego samolotu, nie poddającego się skutkom gwałtownego przyrostu oporu. Przypadek zrzucił, że Richard Whitcomb — pracujący w laboratorium NACA — odkrył prawo rządzące oporem interferencyjnym układu skrzydło-kadłub w zakresie prędkości dźwięku. Badania Whitcoma doprowadziły do sformułowania nowej teorii, zwanej krótko „regulą pół” i charakteryzującą prawa rządzące oporem interferencyjnym w transsonicznym zakresie prędkości. Badania oparł on na trzech rodzajach płatów i dwu rodzajach kadłubów przedstawionych na rys. 1. Na rysunku tym pokazano kombinację kadłuba cylindrycznego ze skrzydłem w rodzaju odwróconej delty (skrzydło z linią 25% cięciwy, nie posiadającą skosu). Na rys. 2 pokazano kombinację kadłuba cylindrycznego i płata typu delta. Na rys. 3 pokazano płat skośny w połączeniu z kadłubem cylindrycznym. Rys. 4 przedstawia ten sam płat skośny w połączeniu z kadłubem nie-cylindrycznym. Skrzydło pokazane na rys. 2 powstało przez

obrót skrzydła pokazanego na rys. 1 wokół linii przechodzącej przez 75% cięciwy. Krawędź natarcia tego skrzydła ma skos 3°. Wydłużenie opisanego płata wynosi 4, a profil zastosowano symetryczny — 4%, utworzony przez łuk kołowy z maksymalną grubością leżącą w 40% cięciwy. Skrzydło skośne, przedstawione na rysunkach 3 i 4, ma wydłużenie 4, procentową grubość 6% i profil 65A006i.

Wyniki badań opisanych modeli przedstawiono na rys. 5, 6, 7 i 8 i porównano z wynikami badań samych kadłubów podstawowych (przedstawionych na rys. 1—4) oraz zmodyfikowanych.

Modyfikację kadłubów przeprowadzono w następujący sposób: w miejsce zdjętego skrzydła powiększono powierzchnie poprzeczne kadłuba tak, żeby były równe powierzchniom przekrojów kadłuba wyjściowego, zsumowanym z powiętrzeniami przekrojów poprzecznych skrzydła (krojonego wzdłuż rozpiętości). Porównanie krzywych 1, 2 i 3 (na rys. 5, 6, 7 i 8) nasuwa wniosek, że wzrost oporów spowodowanych zbliżaniem się liczby Macha do wielkości krytycznej zależy od rozkładu pól przekrojów poprzecznych, wzdłuż osi podłużnej badanej bryły. Stwierdzenie to pozwoliło ustalić hipotetycznie nowe kształty połączenia skrzydło-kadłub, zapewniające zmniejszenie się oporów interferencyjnych dla samolotów latających z prędkością około dźwiękową.

Badania przedstawione przez krzywe 4 (rys. 5, 6, 7 i 8) w pełni potwierdziły hipotezę i doprowadziły do powstania teorii „reguły pół”. Modele poddane badaniom zaprezentowane na rys. 5, 6, 7 i 8 miały rozkład powierzchni poprzecznych przekrojów taki, jak na rys. 9.

Efekt stosowania „reguły pół” w odniesieniu do całego samolotu pokazano na rys. 10.

TRESC ZESZYTU

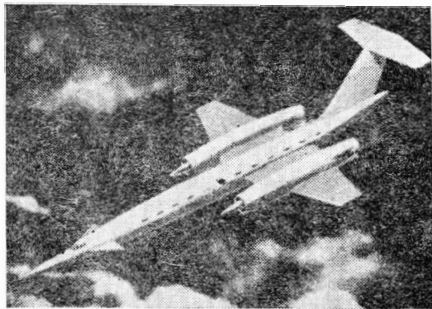
	Str.
M. ŁYZWIŃSKI, J. BARZYKOWSKI — Rakietowe silniki elektryczne, cz. II	29
R. STANISZEWSKI — Dobór optymalnych parametrów dla pomp lotniczych typu odśrodkowego	36
A. CHOMIŃSKI — O pewnej metodzie zastosowania uniwersalnej maszyny cyfrowej do analizy bezpieczeństwa lotów w ruchu lotniczym	40
R. ALEKSANDROWICZ — Równoważna długość lotniska	44
A. RUDIUK — Z frontu walki z hałasem	47
Nowości patentowe — S. M.	48
Nowości techniczne	50
Z lotnictwa komunikacyjnego	55
Kronika	56
Pomoce Konstruktorskie „Techniki Lotniczej” — E. LEWALSKA: Opory interferencyjne (c.d.). Interferencja skrzydło-kadłub w transsonicznym zakresie prędkości. II, III i IV str. okł.	

CONTENTS

	Page
M. ŁYZWIŃSKI, J. BARZYKOWSKI — Electrical rocket engines, part II	29
R. STANISZEWSKI — Choice of the optimum parameters for aviation centrifugal pumps	36
A. CHOMIŃSKI — On the method of application of an universal digital computer for analysis of air traffic safety	40
R. ALEKSANDROWICZ — Equivalent airfield length	44
A. RUDIUK — On noise counteraction	47
Patent review	48
Technical news	50
From communication aviation	55
Chronicle	56
The designer's data sheets — E. LEWALSKA: Interference drag (continuation): Interference between wing and fuselage at transsonic speed	on cover

СОДЕРЖАНИЕ

	Стр.
M. ŁYZWIŃSKI, J. BARZYKOWSKI — Ракетные электрические двигатели, часть II	29
R. STANISZEWSKI — Подбор оптимальных параметров для авиационных центробежных насосов	36
A. CHOMIŃSKI — О некоторой методе применения универсальной цифровой машины для анализа безопасности полетов в авиационном движении	40
R. ALEKSANDROWICZ — Равновалевая длина аэродрома	44
A. RUDIUK — Из фронта борьбы с шумом	47
Обзор патентов — S. M.	48
Технические новости	50
Из коммуникационной авиации	55
Хроника	56
Конструкторские помощи „Авиационной Техники” — E. LEWALSKA: Интерференционные сопротивления (п.с.). Интерференция крыло-фюзеляж в сверхзвуковом пределе скоростей.	



NASZA OKŁADKA

Model naddźwiękowego samolotu pasażerskiego Super-Caravelle

TECHNIKA LOTNICZA — miesięcznik Sekcji Lotniczej Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Mechaników Polskich Wydawnictwa Czasopism Technicznych NOT. Redaguje Kolegium: mgr inż. Stefan Sulikowski — redaktor naczelny, Jarosława Berzyńska — 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. 26-74-61

Adres Administracji: Administracja Czasopism Technicznych NOT, Warszawa, ul. Czackiego 3/5, tel. 26-74-61

Cena pojedynczego zeszytu 12.— zł

Prenumerata roczna 144.— zł

Półroczna 72.— zł

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



Mgr inż. M. ŁYŻWIŃSKI
mgr inż. J. BARZYKOWSKI

621.455

Rakietowe silniki elektryczne

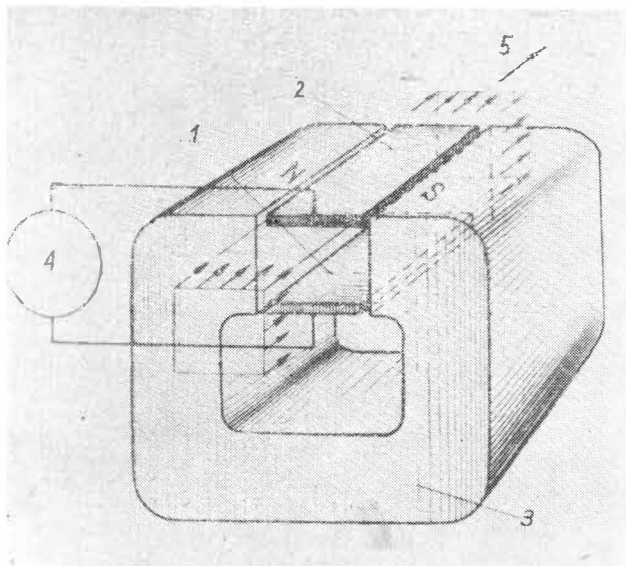
cz. II

Silniki plazmowe-magnetohydrodynamiczne

Od kilkunastu lat zaznacza się szybki rozwój magnetohydrodynamiki — nauki o dynamice gazów w polach elektromagnetycznych. Źródłem powstania i rozwoju magnetohydrodynamiki są zagadnienia astrofizyki i problemy reakcji termojądrowych. Połączenie dynamiki gazów z teorią zjawisk elektromagnetycznych stanowi dla nauki nowe „narzędzie” badań i daje jej szerokie perspektywy dalszego rozwoju.

Magnetohydrodynamika znajduje przede wszystkim zastosowanie w różnorodnych problemach lotów kosmicznych. Badania w zakresie sterowania reakcji termojądrowych i uzyskania tą drogą źródeł olbrzymich energii, czy problemy przeciwdziałania nagrzewaniu się obiektów w atmosferze przy wielkich prędkościach lotu sprowadzają się do zagadnień magnetohydrodynamicznych. Występujące przy wysokich temperaturach procesy rozpadu i jonizacji gazów, uwzględniane zresztą w obliczeniach silników chemicznych, czynią gaz przewodnikiem elektrycznym i wprowadzają go w stan plazmy. Staje się wówczas możliwe oddziaływanie na czynnik siłami elektromagnetycznymi, które jest bardziej efektywne od procesu przyspieszania na drodze termodynamicznej. Należy przy tym zaznaczyć, że przyspieszanie plazmy w wyniku działania wyłącznie pola elektrycznego (silniki jonowe) jest niemożliwe wobec braku w plazmie elektrycznego ładunku przestrzennego.

Kanał, utworzony przez elektrody i bieguny magnesu (rys. 20), stanowi najprostsze urządzenie do wytwarzania bądź zamiany energii elektrycznej na energię kinetyczną zjonizowanego gazu. Rozważania teoretyczne, prowadzone już przez Faradaya, znajdują obecnie praktyczne zastosowanie.



Rys. 20. Generator — silnik m h d. 1 — anoda, 2 — katoda, 3 — magnes, 4 — źródło (lub odbiornik) energii elektrycznej, 5 — kierunek wylotu plazmy

Działanie generatora przypomina zasadę pracy silnika prądu stałego, z tym że rolę wirnika spełnia plazma. Zachodzące w generatorze procesy są opisywane zależnościami gazodynamicznymi oraz związkami elektrodynamiki. Przyjęcie szeregu uproszczeń pozwala ująć ten proces trzema przybliżonymi równaniami:

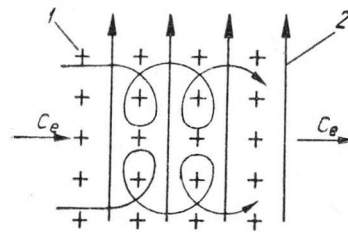
$$j = \gamma (E - C_x B) \quad [22]$$

$$f = dp/dx = jB \quad [23]$$

$$M = \rho C_x dh/dx = jE \quad [24]$$

gdzie: γ — przewodność właściwa czynnika,
 C_x — prędkość czynnika wzdłuż kanału (kierunek x),
 h — entalpia plazmy.

Zależność [23] jest równaniem Lorentza wyrażającym siłę elektrodynamiczną (f) działającą na jednostkową objętość przewodnika w polu magnetycznym. Jeśli tym przewodnikiem ma być gaz, praktyczne wykorzystanie tej zależności jest trudniejsze niż w przypadku konwencjonalnej maszyny elektrycznej. W przeciwieństwie do przewodników gaz w warunkach normalnych pozbawiony jest elek-



Rys. 21. Postać ruchu jonów i elektronów przyspieszanych magnetohydrodynamicznie. 1 — linie pola magnetycznego (prostopadłe do płaszczyzny rysunku), 2 — kierunek pola elektrycznego

tronów swobodnych i należy wprowadzić go w stan zjonizowany. Wiąże się z tym ściśle drugi problem przeciwdziałania łączeniu się (rekombinacji) rozdzielonych elektronów i jonów w obrębie kanału przepływowego. Na skutek procesów rekombinacyjnych czas istnienia plazmy może być niezwykle krótki — rzędu milionowych części sekundy. Istnienie plazmy wymaga doprowadzania dużych ilości energii.

W akceleratorze m h d — obok sił Lorentza — działają również na cząstki naładowane siły elektrostatyczne. Jony i elektrony wypływające na przykład z plazmotronu z prędkością C_0 są unoszone (dryfują) pod działaniem obu tych sił, przy czym kierunek siły f zmienia się w granicach kąta pełnego. Przyspieszanie plazmy jest efektem narastania wzdłuż kanału prędkości cząstek poruszających się po torach krzywoliniowych [rys. 21]. Przyspieszanie gazów siłami m h d jest procesem złożonym i ściśle ujęcie analityczne zachodzących zjawisk nastęrcza wiele trudności.

Ciąg silnika m h d jest ogólnie określony wzorem:

$$R = \int_{x=0}^{x=l} j B F dx \quad [25]$$

gdzie F jest funkcją zmiany przekroju poprzecznego kanału o długości $x = l$. Postać algebraiczna równania [25] zależy od trzech funkcji podcałkowych.

Rozważania, dotyczące optymalnej prędkości wypływu, podane przy omawianiu silników jonowych, są również słuszne dla silników plazmowych. Teoretyczna maksymalna prędkość przepływu w kanale mhd wyraża się wzorem:

$$C_{e \max} = E/B \quad [26]$$

Osiągnięcie przez czynnik tej prędkości — tzw. prędkości synchronicznej [26] — odpowiada całkowitej przemianie energii elektrycznej w energię kinetyczną czynnika. Dla liniowego akceleratora mhd sens fizyczny tej prędkości jest analogiczny, jak dla synchronicznych silników elektrycznych.

Wytwarzanie plazmy

Proces ten polega na doprowadzaniu energii do czynnika przeobrażanego w plazmę, przy czym ilość udzielanej energii zależy od potencjału i wymaganego stopnia jonizacji czynnika. Uzyskanie plazmy o krotności jonizacji równej liczbie atomowej cięższych pierwiastków chemicznych wymaga dużych energii i temperatur rzędu kilkuset tysięcy stopni. Osiągana obecnie w warunkach laboratoryjnych (przy temperaturach kilkunastu tysięcy stopni) tzw. „chłodna” plazma zawiera w większości jony jednowartościowe, powstające w procesie wytrącania z atomów elektronów walencyjnych. W badaniach plazmy używa się najczęściej takich pierwiastków jak: Ar, N, He, H oraz metale alkaliczne. Ze względu na różne postacie energii wykorzystywanych do jonizacji można rozróżnić szereg metod uzyskiwania plazmy.

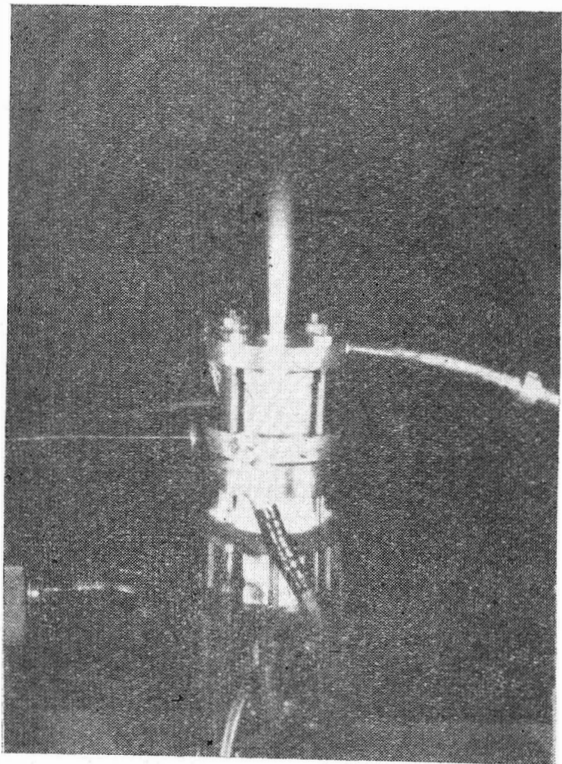
Nagrzewanie czynnika w łuku elektrycznym jest najprostszym procesem plazmoidalnym. Do tego celu mogą służyć komory omówionych już silników elektrotermicznych o odpowiednio przystosowanych parametrach lub stabilizowane generatory plazmy w rodzaju duoplazmotronu Ardennego. Podobne urządzenia znajdują zastosowanie w przemyśle do spawania, cięcia itp. trudno topliwych materiałów.

Jonizacja termiczna czynnika może być również osiągnięta w reaktorach jądrowych, a szczególnie (dotyczy to jednak dalszej perspektywy) w reaktorach łączeniowych. Do procesów tego rodzaju można zaliczyć także termiczne działanie fal uderzeniowych, wykorzystane w impulsowych generatorach plazmy — rurach typu Fowlera i Josephsona (rys. 28).

Schemat urządzenia do wytwarzania plazmy na drodze wykorzystania energii pól elektromagnetycznych jest pokazany na rys. 23.

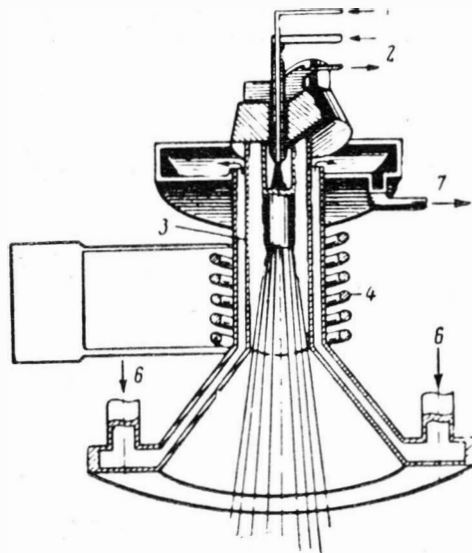
Jonizacja gazu powodowana jest prądem wysokiej częstotliwości w rurze — rdzeniu cewki indukcyjnej.

Inną metodą otrzymywania plazmy jest wykorzystanie jonizującego działania promieni katodowych (bombardowa-



Rys. 22. Łukowy generator plazmy podczas pracy

nia elektronowego) lub promieniowania izotopów radioaktywnych. Tego rodzaju jonizacja, tzw. zderzeniowa, występuje również samorzutnie w gazach o wysokiej temperaturze. Przykłady jonizatorów tego typu podano na rys. 10 i 13.



Rys. 23. Plazmotron indukcyjny. 1 — dopływ gazu, 2 — końcówki układu chłodzenia dyszy gazowej, 3 — korpus-rdzeń, 4 — cewka, 5 — generator wysokiej częstotliwości (3 kW, 27 MHz), 6 — końcówki układu chłodzenia dyszy i korpusu

Niemalą rolę w termicznej jonizacji ma fotojonizacja gazu jego własnym promieniowaniem świetlnym. Przeprowadzone przez Engela i Sztenbeka badania wykazały, że szczególnie przy niskich temperaturach ($T < 2000^\circ\text{K}$) fotojonizacja może być zasadniczym czynnikiem jonizacji. Przy wyższych temperaturach decydują procesy zderzeniowe. Wydaje się, że wykorzystanie w plazmotronach zjawiska fotojonizacji ma szerokie perspektywy w związku z rozwojem lasera⁴⁾ — kwantowego generatora światła. Urządzenie to (rys. 24) jest stosunkowo prostej konstrukcji i odznacza się wielką intensywnością promieniowania.

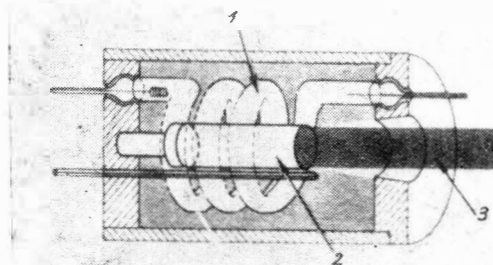
Światło wypromieniowane z lampy błyskowej jest wielokrotnie odbijane na skrajnych płaszczyznach pręta. Proces refleksji promienia i wzbudzenia coraz większej ilości atomów rubinu jest uwarunkowany niemal idealną gładkością i równoległością skrajnych posrebrzanych płaszczyzn pręta. Sprawność laserów jest na razie znikoma i wynosi 1—2%.

Rozważania te prowadzą do wniosku, że plazma powstaje w wyniku kombinacji procesów trzech typów: jonizacji termicznej, jonizacji przez zderzenia cząstek elementarnych z atomami gazu oraz w efekcie fotojonizacji.

Stopień jonizacji termicznej α nagrzanego gazu w stanie równowagi określa równanie Sahy:

$$\frac{\alpha^2}{1 - \alpha^2} = 2 \frac{g_j}{g_a} \left(\frac{2 \pi m_{el}}{h^2} \right)^{3/2} \frac{(kT)^{3/2}}{p} \exp \left(- \frac{eU_j}{kT} \right) \quad [27]$$

⁴⁾ Laser — skrót określenia: light amplification by stimulated emission of radiation.



Rys. 24. Schemat lasera rubinowego. 1 — lampa błyskowa wzbudzająca promieniowanie rubinu, 2 — pręt z rubinu syntetycznego, 3 — promień emitowany

Intensywność jonizacji zderzeniowej elektronami swobodnymi (J_e — wyraża ilość wyzwolonych ładunków elementarnych na jednostkę czasu) podaje wzór:

$$J_e = n_{el} n_a S_{ie} C_e e l \left[\left(\frac{eU_j}{kT} + 1 \right) \exp \left(- \frac{eU_j}{kT} \right) \right] \quad [28]$$

gdzie n_{el} , n_a są odpowiednio stopniami koncentracji swobodnych elektronów i atomów, a wielkość S_{ie} jest średnim przekrojem jonizacji — parametrem procesów zderzeniowych.

Jonizacja fotonowa następuje przy pochłanianiu przez atomy kwantów świetlnych. Gdy energia fotonu jest równa lub większa od energii jonizacji atomu

$$h\nu \geq eU_j \quad [29]$$

to wtedy następuje fotojonizacja prosta, co symbolicznie można zapisać w postaci:



gdzie ν jest częstotliwością.

Z nierówności [29] wynika, że gdy długość fali świetlnej

$$\lambda < \frac{hc}{eU_j} \quad [31]$$

atomy mogą być jonizowane stopniowo, przechodząc przez kolejne stany wzbudzenia. Dla ogółu gazów, z wyjątkiem par metali alkalicznych, granica fotojonizacji prostej znajduje się w ultrafioletowym obszarze widma spektralnego.

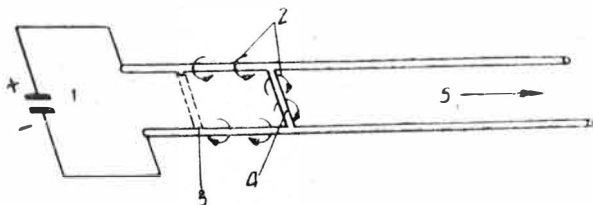
Akceleratory plazmy

Literatura w tej dziedzinie podaje wiele różnorodnych rozwiązań. Spotykane akceleratory plazmy, zarówno wykonane, jak i rozważane teoretycznie, można podzielić na trzy zasadnicze grupy:

- akceleratory termodynamiczne, w których plazma jest przyspieszana w wyniku rozprężania w konwencjonalnej dyszy de Laval'a (rys. 27) lub w rozbieżnej dyszy „półcieplnej” (rys. 23 i 31). Tego typu przyspieszanie, odnoszące się oczywiście nie tylko do plazmy, poruszono przy omawianiu silników elektrotermicznych;
- akceleratory mhd zwane również akceleratorami typu ExH lub jxB działające w sposób ciągły lub impulsowy;
- akceleratory wykorzystujące efekt ciśnienia magnetycznego na plazmę wywołany indukowanym polem magnetycznym.

Spotykane rozwiązania typu kombinowanego można zaliczyć do czwartej grupy przytoczonej klasyfikacji.

Zasadę przyspieszania magneto hydrodynamicznego wyjaśniono już na przykładzie przepływowego akceleratora mhd (rys. 20). Dla wysokich temperatur i dużych prądów bardziej właściwe są akceleratory mhd typu pulsacyjnego.



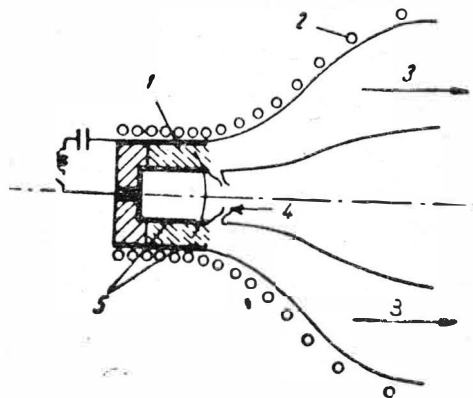
Rys. 25. Schemat pulsacyjnego akceleratora plazmy wg Bosticka. 1 — kondensator, 2 — wytwarzane przez łuk pole magnetyczne, 3 — łuk elektryczny w fazie powstawania, 4 — łuk elektryczny wędrujący, 5 — kierunek wypływu plazmy

Czynnikiem roboczym jest tutaj plazma materiału elektrod lub odpowiednio doprowadzanego drutu, zamykającego periodycznie obwód elektryczny akceleratora. Długość elektrod związana jest z częstotliwością drgań układu. Proces może być zintensyfikowany obecnością zewnętrznego pola magnetycznego. Mimo niezwykle prostoty konstrukcyjnej tego akceleratora, ścisłe ujęcie analityczne i doświadczalne jego procesu pracy jest obecnie jeszcze nie znane.

Rozwinięciem zasady przyspieszania liniowego jest wielokrotne przyspieszanie jonów po torach krzywoliniowych, zastosowane w cyklotronie Lawrence'a.

Między elektrodami (5) występują okresowe wyładowania łukowe. Wzajemne oddziaływanie zewnętrznego pola

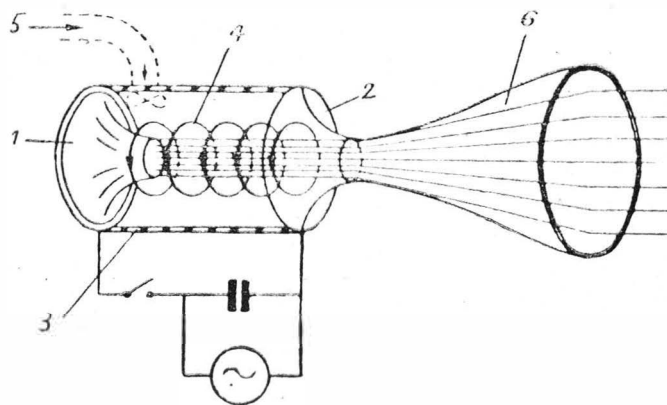
magnetycznego i prądu między elektrodami wywołuje elektrodynamyczną siłę obwodową, która bezpośrednio wprowadza gaz w szybki ruch wirowy⁵⁾. Prędkość osiowa gazu stopniowo wzrasta w rezulatacie odpowiedniego ukształtowania dyszy oraz zewnętrznego pola magnetycznego.



Rys. 26. Akcelerator mhd typu wirowego. 1 — gaz w ruchu wirowym, 2 — cewka pola magnetycznego, 3 — wylot gazu, 4 — ciągły dopływ gazu, 5 — cylindryczne elektrody współosiowe

Wydaje się, że największe perspektywy rozwojowe mają przed sobą akceleratory elektromagnetyczne typu indukcyjnego, zaliczone do trzeciej grupy podanej klasyfikacji. Szeroki zakres problematyki tych urządzeń obejmuje również zagadnienia napędu fotonowego.

Prosty przykład indukcyjnego przyspieszania plazmy (rys. 27) polega na wykorzystaniu zjawiska poprzecznego sprężania (zwalcowywania się) strumienia plazmy pod działaniem własnego pola magnetycznego⁶⁾.



Rys. 27. Schemat silnika plazmowego opracowanego przez f-mę Republic Aviation. 1 — katoda, 2 — anoda, 3 — izolator, 4 — indukowane pole magnetyczne, 5 — wlot gazu, 6 — dysza wylotowa

Działające na plazmę siły elektrodynamiczne skierowane są prostopadle do osi symetrii silnika i wytłaczają plazmę z komory. Efekt sumarycznego działania tych sił spowodowany jest w wielu rozważaniach do pojęcia tłoka magnetycznego. Wykorzystanie efektu „pinch” do wytwarzania ciągu może być znacznie skuteczniejsze przy odpowiednio ukształtowanym polu elektromagnetycznym. Wykazały to badania problemu fali uderzeniowej przeprowadzane przez Josephsona za pomocą rur elektromagnetycznych (rys. 28).

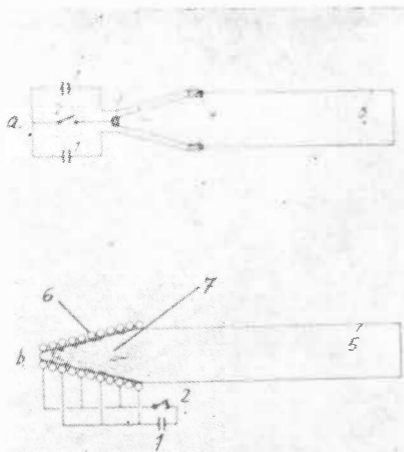
Pola o zmiennych gradientach intensyfikują proces sprężania i powstawania fal uderzeniowych, przy czym ich amplituda jest uzależniona od kąta stożka.

Działanie bezelektrodowej rury typu b tłumaczy się również zjawiskiem „pinch”, z tym że pola zajmują pozycje przeciwne. Siła oddziaływania indukowanego pola magnetycznego może mieć również kierunek poposiowy. Schemat plazmotronu-akceleratora tego typu, podobnego konstrukcyjnie do akceleratora wirowego (rys. 26), pokazano na rys. 29. Jonizację i przyspieszanie dopływającego

⁵⁾ Proces przyspieszania w cyklotronie jest jak wiadomo inny.

⁶⁾ W literaturze zjawisko to jest często określane jako efekt „pinch”.

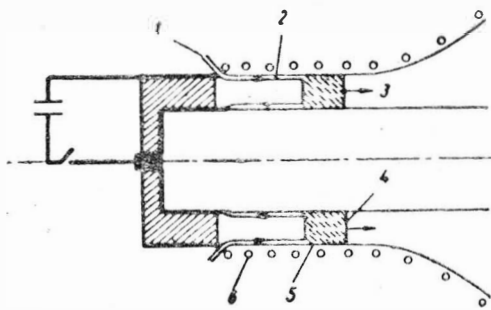
gazu powoduje uderzeniowe działanie pierścieniowego łuku elektrycznego, który może być porównany do tłoka mechanicznego. Wydłużenie łuku zależy od indukowanego pola magnetycznego, a więc od natężenia prądu wyładowania. Zewnętrzne pole magnetyczne cewki 6 o niewielkim natę-



Rys. 28. Elektromagnetyczne rury Josephsona. 1 — kondensator, 2 — wyłącznik, 3 — elektroda centralna, 4 — elektroda pierścieniowa, 5 — rura szklana, 6 — cewka, 7 — linie pola magnetycznego

żeniu ma zadanie oddalania strumienia plazmy od ścianek akceleratora.

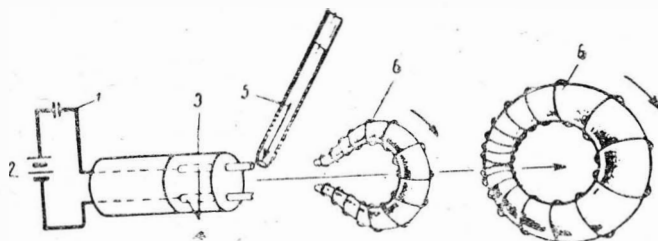
Prowadzone w USA badania tego rodzaju akceleratorów wykazały, że energia doprowadzana do gazu przekształca się w przybliżeniu w równych częściach na energię cieplną i energię kinetyczną strumienia wylotowego. Osiągnięto prędkość C_e w granicach do $2 \cdot 10^5$ m/sek.



Rys. 29. Elektromagnetyczny akcelerator liniowy. 1 — dopływ gazu, 2 — łuk elektryczny, 3 — wylot sprężonej plazmy, 4 — fala uderzeniowa, 5 — obszar nagrzewania gazu, 6 — cewka pola magnetycznego

Inny przykład przyspieszania plazmy, polegającego na wykorzystaniu asymetrycznego pola magnetycznego, pokazano na rys. 30. Praca takiego akceleratora jest podobna do zasady działania rezonatorów wnekowych. Para czynnika napędowego ulega kondensacji na płaszczyźnie izolatora, przez co zamyka się obwód elektryczny. Prąd wyładowania powoduje jonizację czynnika, a silne pole magnetyczne łuku, zniekształcone obecnością izolatora, przyspiesza powstałą plazmę do prędkości w granicach $(2 \div 4) \cdot 10^4$ m/sek.

Przyspieszanie plazmy może także być osiągnięte drogą poddania jej działaniu wędrującego pola magnetycznego. Wielofazowy generator wysokiej częstotliwości, współpra-

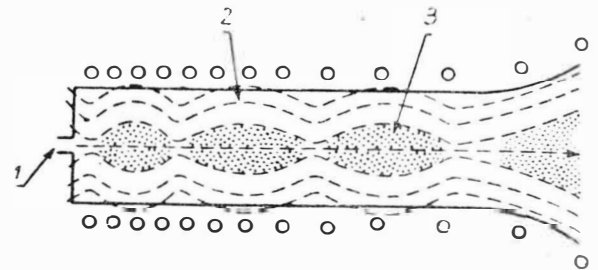


Rys. 30. Przyspieszanie plazmy ciśnieniem magnetycznym. 1 — kondensator, 2 — źródło energii elektrycznej, 3 — izolator, 4 — elektrody, 5 — dopływ czynnika napędowego, 6 — wypływające plazmoidy

cujący z zespołem cewek, pozwala ująć plazmę falami magnetycznymi (rys. 31).

Podobny efekt jest możliwy do uzyskania w kanałach falowodów, wymaga to jednak znacznego postępu technicznego w zakresie mikrofalowych generatorów dużej mocy. Warto nadmienić, że w USA prowadzone są badania nad bezpośrednim wykorzystaniem plazmy jako generatora fal elektromagnetycznych.

Przy osiąganych obecnie temperaturach ciąg omawianych silników jest wynikiem przyspieszania i wydalenia cząstek



Rys. 31. Przyspieszanie plazmy układem wędrującym fal magnetycznych. 1 — wlot plazmy, 2 — linie zmiennego pola magnetycznego, 3 — strumień przyspieszanej plazmy

tworzących strumień plazmy. Dla temperatur plazmy rzędu setek tysięcy stopni i więcej doprowadzana energia byłaby głównie przekształcana w energię promieniowania. Wówczas można by uzyskać ciąg w efekcie działania ciśnienia promieni świetlnych, wysyłanych przez plazmę. Ze znanych równań na energię i pęd fotonu:

$$E = mc^2 \quad [32]$$

$$p_F = mc \quad [33]$$

wynika bezpośrednio wzór na ciąg silnika fotonowego:

$$R = \frac{dp_F}{dt} = \frac{dE}{cdt} = \frac{M_F}{c} \quad [34]$$

Jak wynika ze wzoru [34] wchodzi tu w rachubę nie zwykle duże moce źródeł energii.

Silniki plazmowe znajdują się we wcześniejszym stadium rozwoju w porównaniu do dwóch pozostałych typów silników. Analizy teoretyczne i badania doświadczalne napędu plazmowego dotyczą najprostszyc modeli silników. Należy tu podkreślić, że studiowanie własności plazmy wymaga nowej techniki eksperymentu przy najwyższych temperaturach. Na podstawie dotychczasowych badań uważa się że optymalne wartości ciągu jednostkowego silników plazmowych wyznaczą im w najbliższej przyszłości pozycję pośrednią między silnikami elektrotermicznymi i jonowymi.

Dalsze perspektywy napędu plazmowego są związane z problemami reaktorów łączeniowych.

Zródła i przemienniki energii

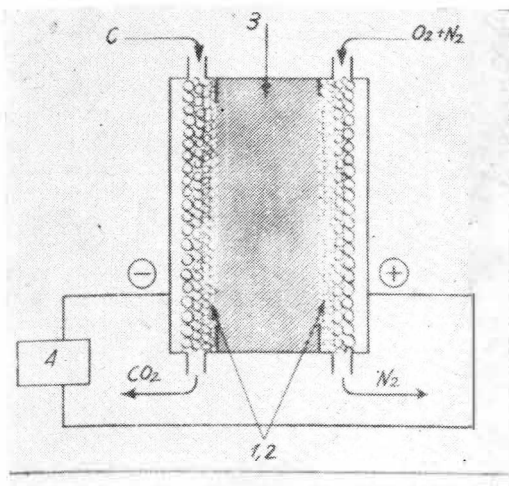
Doniosłe znaczenie dla rozwoju raketowych silników elektrycznych ma postęp techniczny w dziedzinie zespołów prądowcówzych spełniających szereg specjalnych wymagań. Niezwykle ważnym warunkiem jest minimalny ciężar jednostkowy tych urządzeń, które w wielu przypadkach mogą decydować o ciężarze całkowitym rakiety z napędem elektrycznym. Zdolność do długotrwałej (kilkuletniej) pracy przy wysokich temperaturach, rozwijanie dużej mocy, duża sprawność, niezawodność działania, odporność na promieniowanie radioaktywne są podstawowymi wymaganiami. Zespół wytwarzający prąd elektryczny składa się ze źródła energii oraz z urządzenia (przemiennika energii) przekształcającego tę energię na prąd elektryczny o żądanych napięciach i częstotliwościach.

Źródłami energii są: paliwa chemiczne, słońce, reaktor jądrowe i izotopy promieniotwórcze.

Paliwa chemiczne ze względu na ograniczony zasób energii i duże zużycie brane są pod uwagę jedynie w przypadkach urządzeń małej mocy o krótkotrwałym działaniu. Ograniczone zastosowanie paliw chemicznych, szczególnie w przemiennikach konwencjonalnych, może rozszerzyć się w związku z rozwojem generatorów bezwrotnkowych - tzw. ogniwi paliwowych, przemieniających energię chemiczną

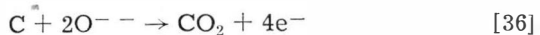
na bezpośrednio w energię elektryczną ze sprawnością w granicach 60—80%.

Reakcje elektrochemiczne, zachodzące podczas pracy ogniwa paliwowego, przypominające odwrócony proces elektrolizy, są uwarunkowane ciągłym dopływem paliwa i utleniacza do elektrod. To odróżnia ogniwa paliwowe od akumulatorów.



Rys. 32. Schemat perspektywiczny ogniwa typu „Carbox”. 1 — anoda, 2 — katoda, 3 — elektrolit, 4 — odbiornik prądu elektrycznego

Dostarczany do katody utleniacz ulega jonizacji. Powstałe jony przepływają przez elektrolit i reagują z doprowadzonym do anody paliwem. W przypadku ogniwa przedstawionego na rys. 32 zachodzą reakcje:



Wyzwalane w procesie utleniania elektrony przepływają przez obwód zewnętrzny z powrotem do katody. Produkty reakcji (N_2 , CO_2) są wydalane. Ogniwa podobnego typu, zasilane wodorem i tlenem, pracowały zadowalająco w okresie dwóch lat. Uważa się za możliwe uzyskanie tą drogą mocy elektrycznej do 100 kW.

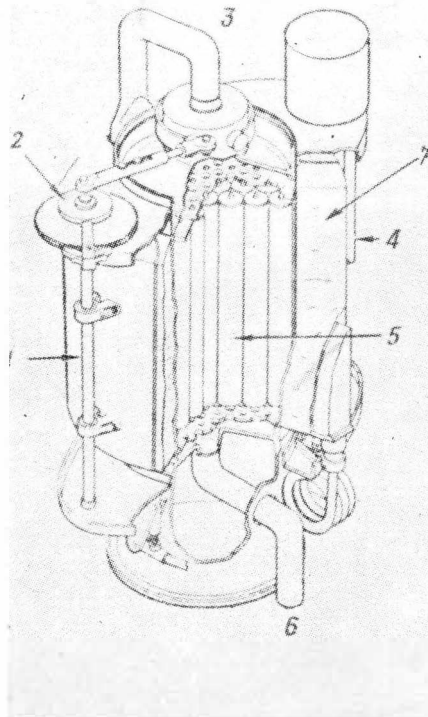
W zespołach małej mocy bardziej celowe może być wykorzystanie energii słonecznej. Urządzenia takie mogą być lżejsze i pewniejsze w działaniu od generatorów pracujących na paliwach chemicznych, zwłaszcza gdy przeznaczone są do długotrwałej eksploatacji. Intensywność promieniowania słonecznego wynosi w pobliżu Ziemi około 1350 W/m^2 . Przyjęcie sprawności ogólnej $\eta = 20\%$, niezależnie od rodzaju zastosowanego przemiennika energii słonecznej, oznacza, że kilowat mocy prądu elektrycznego odpowiada ok. 4 m^2 powierzchni kolektora. Zmiana intensywności promieniowania, jak wiadomo odwrotnie proporcjonalna do kwadratu odległości, sprawia, że osiągnięcie mocy 100 kW w okolicach orbity Marsa wymaga już kolektora o powierzchni ok. 900 m^2 .

Z dotychczasowych rozważań wynika, że konieczne w niedalekiej przyszłości moce rzędu megawatów można uzyskać wyłącznie z reaktorów jądrowych. Spełniają one najlepiej wymagania stawiane źródłom energii, przeznaczonym do pracy w warunkach kosmicznych. Na szczególną uwagę zasługują reaktory pracujące na szybkich neutronach, odznaczające się małymi gabarytami i dużą mocą termiczną przypadającą na jednostkę ciężaru. Uważa się, że ok. 1970 r. moc zespołów reaktorowych dla celów kosmicznych będzie w granicach 10—20 MW.

Obecnie opracowywane są w USA jądrowe zespoły zasilające typu SNAP⁷⁾, przeznaczone do celów kosmonautycznych. Źródłem energii w tych urządzeniach są reaktory rozszczepione lub baterie pracujące na izotopach promieniotwórczych (Po-210, Pu-238, Ce-144, Cs-137, Sr-90 i inne), przeznaczone w zasadzie do zasilania aparatury pokładowej. Reaktory typu SNAP pracują na wzbogaconym uranie U-235. Pierwszy z tej serii reaktorów — SNAP-2 (rys. 33) — o mocy cieplnej 50 kW ma być gotowy do prób w 1964 r.

⁷⁾ SNAP — System for Nuclear Auxiliary Power.

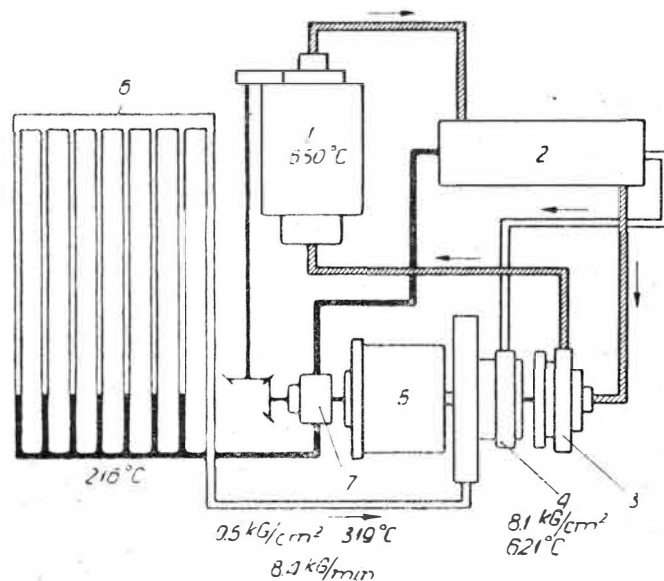
Moderatorem jest wodorek cyrkonu. Reflektorem neutronów są dwa półcylindryczne płaszcze berylowe. Powierzchnia reflektora jest regulowana przez odpowiedni obrót półcylindrów. Reaktor współdziała z turbogeneratorowym przemiennikiem energii cieplnej (rys. 34) pracującym według zamkniętego cyklu Rankina. Powstające w nagrzewnicy (2) pary rtęci napędzają turbinę połączoną z genera-



Rys. 33. Schemat reaktora SNAP-2. 1, 2 — układ sterowania termomechanicznego, 3 — wylot chłodziwa ciekłego stopu NaK, 4 — osłona awaryjna z berylu, 5 — rdzeń reaktora, 6 — wlot chłodziwa, 7 — reflektor berylowy

torem elektrycznym, po czym ulegają kondensacji w chłodnicy radiacyjnej. Skroplona rtęć kierowana jest przez pompę z powrotem do nagrzewnicy — chłodnicy reaktora.

Ciężar tego zespołu bez osłon biologicznych wynosi ok. 270 kG, moc generatora — 3 kW, przewidywany czas pracy — kilkanaście miesięcy. Ciężar jednostkowy szeregu zespołów reaktorowych typu SNAP, które mają być zrealizowane w najbliższych latach, zawiera się w szerokich granicach od 35 do 370 kG/kW, zależnie od mocy i od rodzaju przemiennika energii. Realizowane również w tym programie zespoły z bateriami izotopowymi (SNAP: 1, 3, 9 i inne) o mocach 2,4—125 W, wykazują ciężary jednostkowe w granicach 380—940 G/W.



Rys. 34. Schemat jądrowego zespołu zasilającego SNAP-2. 1 — reaktor, 2 — nagrzewnica (NaK-Hg), 3 — pompa NaK, 4 — turbina, 5 — prądnica, 6 — chłodnica radiacyjna, 7 — mechanizm regulacji reaktora z pompą rtęciową. Na rysunku podano niektóre termodynamiczne parametry pracy

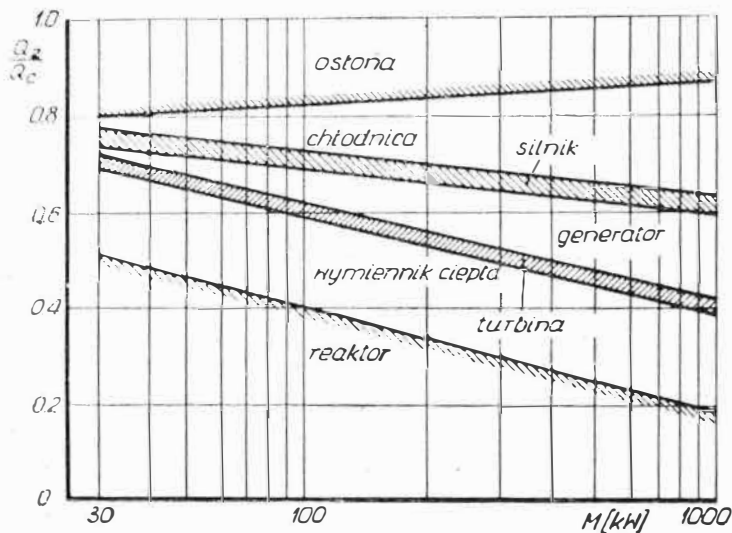
Turbogeneratorowe przemienniki energii cieplnej na energię elektryczną dużych mocy mają obieg termodynamiczny zamknięty. Praca ich przebiega według gazowego cyklu Braytona lub wspomnianego już cyklu Rankina.

W cyklu gazowym, prostszym w realizacji, nie wymagającym pośredniego wymiennika ciepła, czynnik roboczy (H_2 , He, CO_2 , N_2) jest jednocześnie chłodziwem reaktora. Cechami ujemnymi są stosunkowo wysokie ciśnienia i duże rozmiary chłodziw. Górzące pod tym względem zespoły pracujące według cyklu Rankina są jednak bardziej złożone konstrukcyjnie i trudniejsze w regulacji. Dużą rolę odgrywa w nich odpowiedni dobór materiałów konstrukcyjnych nie reagujących z metalami alkalicznymi, związkami siarki, fosforu itp., spełniającymi z drugiej strony najlepiej funkcje czynników roboczych w tym obiegu.

Końcowe ogniwo turbinowych przemienników energii — generatory prądu elektrycznego — nie stanowi większego problemu w przypadku prądu stałego lub prądu o niewielkiej częstotliwości. Źródła prądu przeznaczone do zasilania silników jonowych stwarzają zagadnienie sprowadzające się do techniki wysokich napięć. Natomiast generatory prądu o wysokiej częstotliwości (rzędu MHz) i wielkiej mocy, konieczne do pracy niektórych typów silników plazmowych, są poważnym problemem technicznym, czekającym na rozwiązanie.

Przy mocach generatorów do ok. 100 kW, o ogólnym ciężarze raketowego napędu elektrycznego, decyduje ciężar reaktora, nagrzewnicy i osłony przed promieniowaniem radioaktywnym. W zespołach znacznie większych decydującą rolę odgrywa ciężar generatorów i chłodziw (rys. 35).

Dla małych mocy korzystniejszym rozwiązaniem jest połączenie przemiennika turbinowego z układem wykorzystującym energię słoneczną (rys. 39). Świadczą o tym realizowane w USA zespoły zasilające „Sunflower” (moc — 3 kW, ciężar — 335 kG) oraz „Sunstrand” o mocy 15 kW i ciężarze jednostkowym ok. 25 kG/kW.



Rys. 35. Udział ciężaru poszczególnych zespołów (Q_z) w ogólnym ciężarze konstrukcji (Q_c) raketowego napędu elektrycznego. Przyjęto, że przemiennik energii pracuje według cyklu Rankina na parach Hg w zakresie temperatur $330^\circ C - 620^\circ C$. Ciężar osłony oceniono w warunkach dawki napromieniowania — $5 \cdot 10^5$ r w czasie 10^4 godz.

W ostatnich latach prowadzone są za granicą intensywne badania nad trzema zasadniczymi metodami bezwzrostowej przemiany energii cieplnej w energię elektryczną. Są to metody:

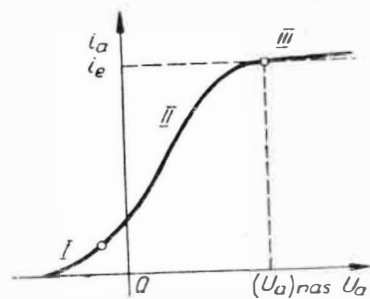
- termoelektryczna — polegająca na wykorzystaniu odwracalnego zjawiska Seebecka-Peltiera,
- termojonowa (termoelektronowa) — oparta na zjawisku emisji elektronów z nagranych powierzchni metalowych,
- magnetohydrodynamiczna — wykorzystująca zjawisko oddziaływania pola magnetycznego na strumień zjonizowanych gazów.

Pierwsza z metod szeroko stosowana w technice pomiarów temperatur, jest jeszcze obecnie mało efektywna. Najlepsze termopary wykazują sprawność w granicach 7—10%, ciężar

jednostkowy ok. 5 kG/W. Moc generatora tego typu, Dro porcjonalna do różnicy temperatur na końcach termoelementów, ograniczona jest żaroodpornością materiałów. Niektóre warunki efektywnej pracy generatora, jak przykład maksymalna przewodność elektryczna przy jednocześnie możliwie małej przewodności cieplnej termoelementu, są bardzo trudne do spełnienia. Jednak szybki rozwój techniki półprzewodników rozszerza perspektywy dalszego rozwoju tego typu generatorów.

Pierwowzorem generatora termojądrowego jest w zasadzie dioda pracująca w zakresie charakterystyki, obejmującym ujemne napięcia anody (rys. 36).

Prąd anodowy I_a występuje już w zakresie ujemnych napięć anody u_a . Prąd ten, zwany prądem początkowym, powstaje w wyniku tego, że elektrony swobodne opuszczają nagrzaną katodę z pewną energią początkową. Dzięki tej energii część elektronów może pokonać pole hamujące anody i wykonać pewną pracę użyteczną w obwodzie zewnętrznym. Efektywną pracę generatora ogranicza wpływ ładunku przestrzennego, przejawiający się już w pierwszym zakresie charakterystyki przy małych gęstościach prądu



Rys. 36. Przebieg charakterystyki diody: I — zakres prądu początkowego, II — zakres ładunku przestrzennego, III — zakres nasycenia

Fakt ten znacznie komplikuje konstrukcję i ogranicza rozwój tego typu generatorów. Eliminacja wpływu ładunku przestrzennego sposobem konstrukcyjnym polega na ustawianiu elektrod w odległości rzędu kilkunastu mikronów. Innym sposobem jest neutralizacja ładunku przestrzennego dodatnimi jonami cezu lub innego metalu alkalicznego wprowadzonego do przestrzeni, w której znajdują się elektrody. Ujemną stroną takiego rozwiązania jest wysoka temperatura katody oraz korozyjne działanie par.

Brane są również pod uwagę układy trójelektrodowe z zewnętrznym polem magnetycznym, tak zwane magnetyczne, w których elektrony podlegają przyspieszaniu w efekcie czego wzrasta gęstość prądu. Uważa się, że w niedalekiej przyszłości generatory termojądrowe będą miały sprawność w granicach 35—40% i osiągną moc jednostkową 40 W na cm^2 powierzchni emisyjnej.

Porównanie obu procesów pracy wskazuje, że generator termojonowy pozwala na osiągnięcie wyższej sprawności w porównaniu z generatorem termoelektronowym. Oba przemienniki, nie mające jeszcze praktycznego znaczenia, znajdują się w stadium eksperymentów. W przyszłości urządzenia te będą prawdopodobnie najbardziej odpowiednio do zasilania małych raketowych napędów elektrycznych, a zwłaszcza silników elektrotermicznych.

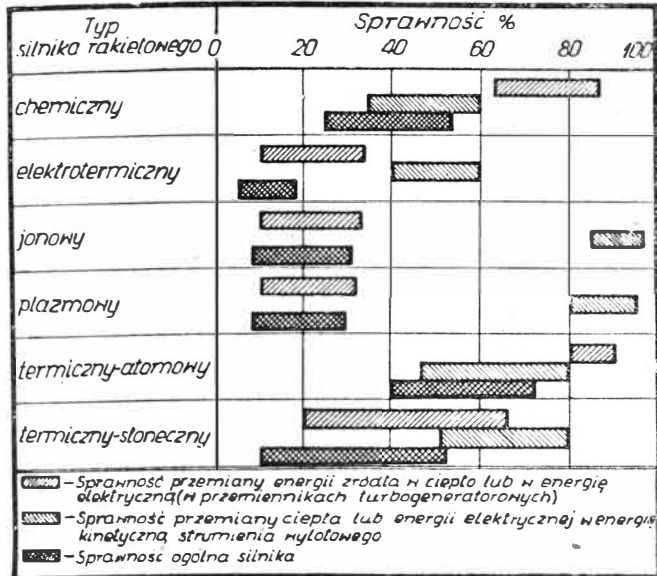
Najszerze perspektywy mają przed sobą przemienniki typu mhd, górzące nad poprzednimi zdolnością rozwijania dużych mocy. W połączeniu z reaktorami jądrowymi stanowią obiecujące źródło energii elektrycznej również dla celów przemysłowych. Generator mhd (rys. 20) jest urządzeniem odwracalnym. W przypadku zasilania go energią elektryczną staje się silnikiem plazmowym o znanej zasadzie działania. Urządzenie to nie jest w dosłownym znaczeniu przemiennikiem energii cieplnej bezpośrednio w energię elektryczną. Ogniwo łączące te dwie postaci energii w procesie pracy generatora mhd jest energią kinetyczną strumienia plazmy. Uproszczona analiza teoretyczna dowodzi, że w pewnych warunkach generator mhd może pracować z ogólną sprawnością $\eta = 70\%$ i więcej. Obecnie osiągane sprawności są znacznie niższe, głównie na skutek stosunkowo wysokiej temperatury gazów wylotowych.

Badania tych generatorów zarówno teoretyczne, jak i doświadczalne prowadzone są również w Polsce w kilku ośrodkach naukowych.

Należy wspomnieć jeszcze o znanej od kilkudziesięciu lat metodzie fotoelektrycznej. Obecnie osiągnięta sprawność

przemiany energii świetlnej w energię elektryczną jest rzędu kilkunastu procent. Niska temperatura pracy elementów fotogalwanicznych, ich mała moc i duży ciężar jednostkowy (kilkadziesiąt razy większy w porównaniu do przemienników turbogeneratorowych) czyni te źródła energii najmniej przydatne dla raketowych silników elektrycznych.

Efektywność pracy przemienników energii decyduje o sprawności ogólnej opisanych trzech typów zespołów napędowych. Zastosowanie przemienników turbogeneratorowych ogranicza sprawność rse do ok. 30% (rys. 37). Osiągnięcie znacznie wyższych sprawności jest możliwe jedynie na drodze zastosowania nowych, bardziej efektywnych sposobów generacji energii elektrycznej.



Rys. 37.

Należy zaznaczyć, że badania laboratoryjne omawianych zespołów napędowych są kosztowne i następująca wiele trudności, związanych z odtwarzaniem warunków panujących w przestrzeni kosmicznej. Jednoczesne osiągnięcie w komorach znacznych rozmiarów bardzo wysokiej próżni, nieważkości, temperatur w pobliżu zera bezwzględnego itp. jest w badaniach laboratoryjnych praktycznie niemożliwe.

Pierwszą próbę lotną silników jonowych planowano w USA przeprowadzić już w 1962 r. Jak podają publikacje, próba miała polegać na wyniesieniu zasobnika z badanymi silnikami do wysokości ok. 8000 km (za pomocą 4-stopniowej rakiety „Scout”), po czym praca silników byłaby badana na torze balistycznym o długości 6400 km w czasie ok. godziny. Dokładny pomiar ciągu, rzędu kilku gramów, miał polegać na rejestracji prędkości obrotowej zasobnika, napędzanego badanymi silnikami. Źródłem energii miała być bateria elektrochemiczna (AgO-Zn) o mocy ok. 2 kW.

W najbliższych latach należy oczekiwać długotrwałych prób rse na orbitach satelitarnych Ziemi. Próby amerykańskie mają rozpocząć się w 1965 roku, przy czym obejmować będą silniki elektrotermiczne (General Electric, Avco-Everett), jonowe (Hughes Research Center, Lewis R.C.), plazmowe (Plasmadyne Corp.) oraz zespoły zasilające typu SNAP o mocy 30–60 kW. Do wyniesienia obiektów badawczych na orbitę okołoziemską przewidziana jest raketa „Atlas-Centaur”.

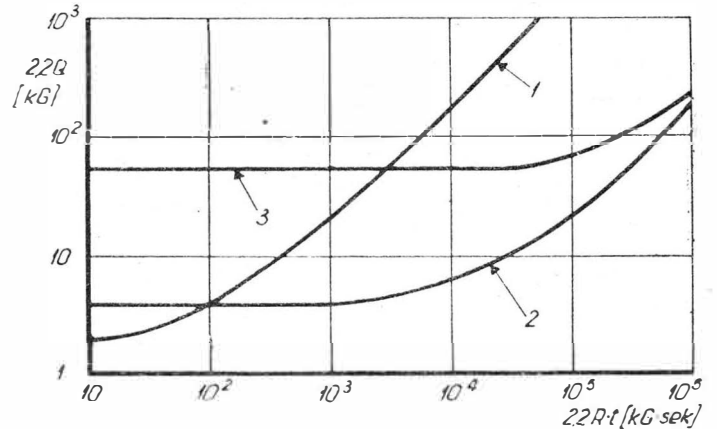
Zastosowanie raketowych silników elektrycznych

Omawiane napędy będą przede wszystkim praktycznie wykorzystane w technice długotrwałych lotów satelitarnych wokół Ziemi. Korekcja orbit — zmiany wysokości, promienia mimośrod, płaszczyzny pochylenia orbity — może być z powodzeniem dokonywana za pomocą małych rse ze źródłami energii o mocy kilku kW. Do wykonania tych zadań można będzie wykorzystać źródła energii przeznaczone w zasadzie do zasilania aparatury i urządzeń pokładowych. Do zmian i regulacji położenia kierunkowego satelitów na orbitach stosowane są obecnie zbiorniki ciśnieniowe z gazami neutralnymi. Przejście zastosowanie małych rse, zamiast zbiorników gazowych, można w pewnych warunkach zmniejszyć ciężar satelity o setki kilogramów. Po-

równanie ciężarowe obu urządzeń sterujących w funkcji czasu działania i ciągu (impulsu całkowitego) podano na rys. 38.

Praktyczne zastosowanie rse może znacznie ułatwić osiągnięcie orbit stacjonarnych. Obliczenia dowodzą, że zmiana wysokości orbity z 240 km do 35 200 km dla satelity o ciężarze ok. 2 T wymaga powiększenia ciężaru startowego rakiety o ponad 8 T. Dotyczy to przypadku, gdy napęd stanowią wyłącznie silniki chemiczne. To samo zadanie może być również wykonane przez elektryczny zespół napędowy, na przykład z silnikiem plazmowym ($R_G = 4000 \text{ kG sek/kG}$) o ciężarze całkowitym ok. 2,8 T. W tym przypadku czas lotu międzyorbitalnego będzie jednak kilkakrotnie dłuższy.

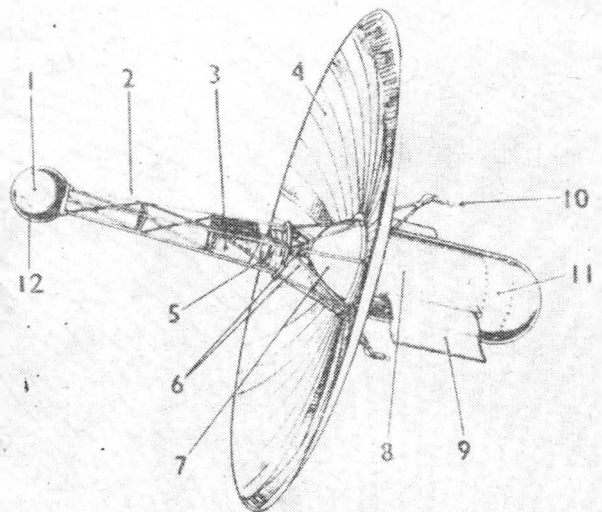
Realizowany we Francji projekt stacjonarnego satelity „Phaeton” przewiduje zastosowanie napędu termicznego ze słonecznym źródłem energii o mocy 2,25 kW. Praca tłoko-



Rys. 38. Ciężar urządzeń sterujących z zapasem środków napędowych sztucznego satelity. 1 — zbiornik ze sprężonym azotem, 2 — silnik jonowy zasilany generatorem o mocy 300 W, ciąg — (0,45–0,90) G, 3 — silnik jonowy: $N = 35 \text{ kW}$, ciąg — (45–90) G. Krzywe 2 i 3 nie uwzględniają ciężaru źródła energii!

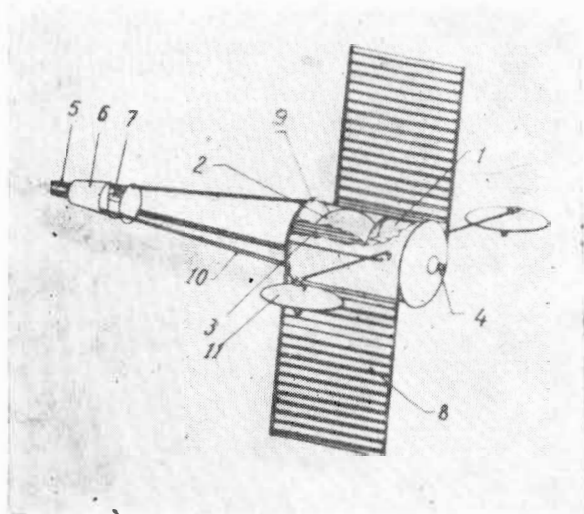
wo-generatorowego przemiennika energii przebiega według cyklu zamkniętego z kondensacją par Hg. Satelita przeznaczony jest do badań aparatury i urządzeń kosmonautycznych oraz raketowych silników elektrycznych.

Realnie wygląda również zastosowanie rse do kierowania satelitów na orbity paraboliczne. Przy stosunku ciągu rse do całkowitego ciężaru obiektu rzędu $\frac{R}{Q} 1,5 \times 10^{-4}$ można pokonać grawitację Ziemi w czasie kilku tygodni.



Rys. 39. Satelita „Phaeton”. Ciężar całkowity ok. 300 kG. 1 — kocioł z rtęcią, 2 — kratownica utrzymująca kocioł w ognisku zwierciadła, 3 — chłodnica pomocnicza, 4 — zwierciadło paraboliczne — $\varnothing 4 \text{ m}$, 5 — maszyna parowa, 6 — generator prądu zmiennego, 7–8 — zbiornik ciekłego wodoru, 9 — radiacyjne chłodnice pary Hg, 10 — silniki elektrotermiczne o łącznym ciągu $R = 20 \text{ G}$, 11 — przestrzeń użytkowa, 12 — akumulator ciepła (związki Li)

Przy obecnym stanie techniki raketowej, dotarcie sondy międzyplanetarnej do celu jest w zasadzie wynikiem lotu bezwładnościowego. Za pomocą silników chemicznych tor lotu sond mogą być jedynie korygowane w wąskich granicach. Zadania te będą znacznie łatwiejsze do wykonania za pomocą silników niechemicznych o małych ciągach.



Rys. 40. Układ konstrukcyjny sondy kosmicznej z raketowym napędem elektrycznym, 1 — przestrzeń użytkowa, 2 — zbiornik środka napędowego, 3 — pokładowy wymiennik ciepła, 4 — r s e, 5 — reaktor jądrowy, 6 — osłona przed promieniowaniem radioaktywnym reaktora, 7 — przemiennik energii, 8 — chłodnice w instalacji przemiennika energii, 9 — wręgi oporowe chłodnic, 10 — teleskopowa konstrukcja nośna, 11 — anteny

Obecnie panuje zgodna opinia, że r s e, zwłaszcza silniki jonowe, są najbardziej odpowiednim napędem do lotów międzyplanetarnych. Chodzi tutaj już nie tylko o zmniejszenie ciężaru rakiet, ale w ogóle o możliwość realizacji pewnych zadań. O ogromnych korzyściach, wynikających z zastosowania r s e, świadczy orientacyjne porównanie rakiet przeznaczonych do wyprawy na Marsa. Nie znajdujący się bynajmniej w sferze fantazji projekt wysłania pojazdu z ciężarem użytkowym ok. 2,3 T na orbitę Marsa wymaga przy zastosowaniu napędu jonowego — rakiety o ciężarze startowym ok. 420 T, natomiast w przypadku rakiet chemicznej, napędzanej związkami fluoru i hydrazyną, ciężar ten wyniósłby ponad 3600 T. W rachubę wchodzi tu naturalnie reaktor jądrowy.

Projekty kosmonautyczne, dotyczące Jowisza, Saturna i peryferyjnych planet układu słonecznego, znajdują realne podstawy w technice nowych napędów raketowych. Lot bezwładnościowy do Plutona trwałby ok. 45 lat. Według obliczeń Stuhlingera, 16-tonowy statek o ciężarze użytko-

wym 1 T, wyposażony w raketowy napęd elektryczny o ciągu 1,9 kG, mógłby pokonać tę przestrzeń w czasie trzech lat. Maksymalna prędkość statku sięgałaby stukilkudziesięciu km/sek. Prędkość tego rzędu jest — jak wiadomo — wielokrotnie większa od trzeciej prędkości kosmicznej (16,7 km/sek) wystarczającej do opuszczenia układu słonecznego.

LITERATURA

- Zbiór artykułów: Ionnyje, plazmiennyje i dugowyje rakietyje dwigatieli, Gosatomizdat, Moskwa 1961
 - Zbiór artykułów: Plazmiennyje i elektrostatyckije rakietyje dwigatieli, III, Moskwa 1962
 - R. G. Perelman: Dwigatieli galaktičeskich korablijej, Izd. Akad. Nauk SSSR, Moskwa 1962
 - Zbiór artykułów: Raboczije procesy w tiepłowych dwigatielnych ustanowkach, Oborongiz, Moskwa 1960
 - Zbiór artykułów: Advanced propulsion systems, Pergamon Press, 1959
 - W. Ł. Granowski: Električeskij tok w gazie, GITTL, Moskwa 1952, Leningrad
 - J. W. Dungey: Kosmičeskaja elektrodinamika (przekład z angielskiego), Gosatomizdat, Moskwa 1961
 - Ł. N. Dobrecow: Elektronnaja i ionnaja emisja, GITTL, Moskwa 1952, Leningrad
 - H. Semat, H. E. White: Fizika atomnogo wieka (przekład z angielskiego), Gosatomizdat, Moskwa 1961
- ARS Journal, zes. 1, 3, 4, 5, 7, 8, 9, 12/1961, 1, 2, 3, 4, 5, 6, 7, 8, 9, 10, 11/1962
- Journal of the Aerospace Sciences, zes. 2, 4, 8, 11/1961, Missiles and Rockets, zes. 25.01, 1.02, 4.4, 25.5, 13.6, 15.8/1960, 5.6, 19.6/1961, 5.02, 5.3, 11.6, 25.6/1962
- Astronautics, zes. 8/61, 6/62
- Aero-Space Engineering, zes. 4/59, 1, 4, 5/60, 7, 8, 9, 12/61, 5, 12/62
- Aviation Week, zes. 23.12.59, 15.2, 29.2, 4.4, 6.6, 15.8, 22.8/1960, 22.5, 17.7, 7.8, 30.10, 27.11/1961, 26.3, 13.4, 15.5, 21.5/1962
- Journal of the British Interpl. Soc., zes. 4/59, 5—6/61, 2—3/62
- Spaceflight, zes. 5, 6/61
- The Aeroplane, zes. 12.2, 24.6, 23.12/1960, 25.5, 5.10/1961
- Flight, zes. 2.11.61, 14.6.62
- Wireless World, zes. 5/60
- Electronics, zes. 8/61
- Woprosy Rakičnoj Tiejchniki, zes. 1, 5, 6, 10/1960, 1, 4, 5, 6, 7, 8, 9, 10, 12/1961, 2, 3, 4, 5, 6, 7, 8, 9, 10, 11/1962
- Wiestnik Wozdusznojo Flota, zes. 5/60, 8, 10/61
- Awiacija i Kosmonawtika, zes. 3, 8, 11/1962
- Ekspress-Informacija Astronawtika i Rakičodinamika, zes. 14/61, 23, 36/62, 1/63
- Zeitschrift für Flugwissenschaften, zes. 4—5, 10/61, 3, 11/62
- VDI — Forschungsheft, zes. 437/53
- Luftfahrttechnik, zes. 1, 8, 12/61, 3, 5, 7, 8, 11/62, 1/63
- Interavia, zes. 1/59, 1/60, 3, 8, 10/62
- Flugwelt, zes. 4/60, 7, 12/61, 7, 12/62, 1/63
- Flugwehr u. Technik, zes. 4/59
- Flugkörper, zes. 1, 3/61
- Der Flieger, zes. 3/60, 9/61
- Elektronische Rundschau, zes. 4/62
- L'Air et L'Espace, zes. 1, 4, 5, 7/62
- La Recherche Aéronautique, zes. 33/61
- L'Aviation, zes. 4, 7/62
- Technique et Science, zes. 6/61
- Revue Gön. d'Electronique, zes. 3, 5/62
- Forces Aériennes Françaises, zes. 6/62
- Astronautica Acta, zes. 4/58, 2, 4/59, 1/60, 2—3, 4/61, 1, 5, 6/62
- Rivista Aeronautica, zes. 5/60
- Aerotecnica, zes. 1/60
- Nukleonika, zes. 9/61, 5/62
- Technika Lotnicza, zes. 2/62
- Astronautyka, zes. 4/60, 1, 2/62
- Przeglad Mechaniczny, zes. 10.02.61
- Wiadomości Elektrotechniczne, zes. 2/61

Dr inż. R. STANISZEWSKI

621.67:629.13.061

Dobór optymalnych parametrów dla pomp lotniczych typu odśrodkowego

Podano sposób określenia optymalnej średnicy dla przekroju wlotowego w pompach odśrodkowych. Dla określonej D_{1opt} , prędkość względna jest minimalną, a więc i straty zależne od niej są najmniejsze. Przedyskutowano wpływ różnych parametrów wyjściowych na zmianę średnicy optymalnej. Zagadnienie zostało omówione dla przypadków $C_{1u} = 0$ i $C_{1u} \neq 0$. Podano również sposób kształtowania kanału przepływowego, wirnika dla minimalnych strat.

Oznaczenia

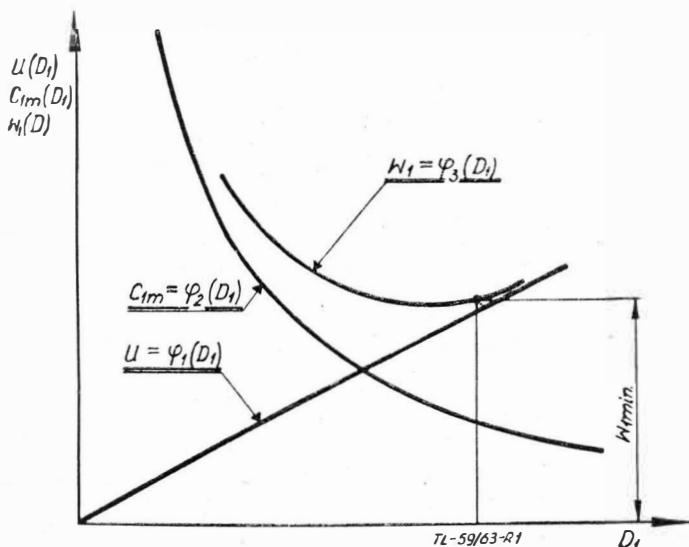
- W_1 — prędkość względna w obliczeniowym przekroju wlotowym
 C_1 — prędkość bezwzględna w obliczeniowym przekroju wlotowym
 U_1 — prędkość obwodowa w obliczeniowym przekroju wlotowym

- α_1 — kąt prędkości bezwzględnej
 β_1 — kąt prędkości względnej
 C_{1m} — prędkość merydionalna
 Q — teoretyczna wydajność pompy
 Q_0 — rzeczywista wydajność pompy
 G — natężenie przepływu

- ψ_1 — współczynnik strat wynikłych z przewężenia strumienia w obliczeniowym przekroju wlotowym
- D_1 — średnica obliczeniowego przekroju wlotowego
- b_1 — szerokość kanału obliczeniowego przekroju wlotowego
- C_{1u} — rzut prędkości bezwzględnej na kierunek obwodowy w obliczeniowym przekroju wlotowym
- C_{1r} — rzut prędkości bezwzględnej na kierunek promieniowy w obliczeniowym przekroju wlotowym
- Δh — straty w wirniku
- l — długość łuku
- F — powierzchnia powstała przez obrót łuku
- η_o — sprawność ogólna pompy

Wprowadzenie

Podczas projektowania pompy odśrodkowej staje się przed problemem właściwego doboru parametrów. Dla ustalonych danych wyjściowych, którymi będą wydajność i obroty pompy, należy dobrać takie wymiary geometryczne, dla których uzyskamy największą sprawność. Przyjęcie za dużych parametrów geometrycznych prowadzi do zwiększenia strat objętościowych. Jest to również przyczyną zwiększenia ciężaru pompy. Zagadnienie to jest szczególnie ważne w przypadku, gdy projektowaną pompę przeznacza się do napędu lotniczego, czy też raketowego. Jeśli znów przyjmiemy za małe parametry geometryczne, to powstają trudności w rozwiązaniu konstrukcyjnym wlotu, wynikłe przede wszystkim z braku miejsca. Jakkolwiek przy małych wymiarach geometrycznych ciężar pompy jest mniejszy, to jednak wąskie kanały prowadzą do nadmiernych prędkości przepływu, co znowu powoduje duże straty tarcia, a więc i sprawność jest mała. Zarówno więc pompa duża, jak i mała, przy tej samej wydajności, będą pracowały nieekonomicznie. Na pewno istnieją więc jakieś pośrednie wymiary geometryczne, przy których sprawność pompy jest największa. Wymiary i usytuowanie kanału przepływowego w pompie winny być takie, aby prędkość względna W_1 cieczy przepływającej była najmniejsza (rys. 1). Mając na uwadze, że straty są proporcjonalne do kwadratu prędkości względ-



Rys. 1.

nej, należy dobrać takie wymiary geometryczne pompy, przy których ta prędkość przyjmie wartość minimalną. Ponieważ obliczenia rozpoczynamy od wlotu, a parametry przekroju wlotowego do wirnika są ściśle związane z przekrojem wylotowym, to optymalizację parametrów należy rozpocząć od wlotu.

Rozwiązanie zagadnienia dla przekroju wlotowego

Wyznaczenie średnicy wlotu D_1 (rys. 2), przy której prędkość względna W_1 jest najmniejsza, może być uzyskane z zerowania pierwszej pochodnej $W_1 = f(D_1)$. Z trójkąta

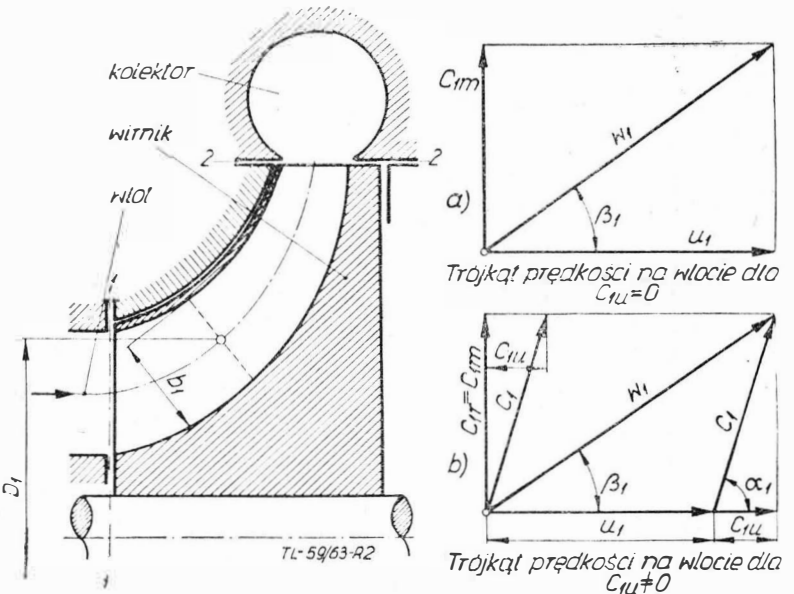
prędkości przepływu cieczy zbudowanego dla przekroju zastępczego 1—1, wynika zależność:

$$W_1 = \sqrt{C_{1m}^2 + U_1^2 - 2 C_{1m} U_1 \cos(180 - \alpha_1)} \quad [1]$$

Wobec małych wartości składowej prędkości bezwzględnej na kierunek obwodowy, przyjmujemy $C_{1u} \approx 0$; a stąd równanie przyjmie postać:

$$W_1 = \sqrt{C_{1m}^2 + U_1^2} \quad [2]$$

Składowe trójkąta, C_{1m} i U_1 możemy wyrazić w zależności od średnicy D_1 przy pomocy danych wyjściowych Q i n



Rys. 2.

oraz przyjętej szerokości kanału wlotowego b_1 . Zgodnie z tym, wyrażenia:

$$C_{1m} = \frac{\eta_o Q}{\pi D_1 \psi_1 b_1} = \frac{Q_o}{\pi D_1 \psi_1 b_1} \quad [3]$$

$$U_1 = \frac{\pi D_1 n}{60} \quad [4]$$

wstawiamy do równania [2], które wówczas przyjmie postać:

$$W_1(D_1) = \sqrt{\frac{A}{D_1^2} + B D_1^2} \quad [5]$$

gdzie:

$$A = \frac{Q_o^2}{\pi^2 \psi_1^2 b_1^2}$$

$$B = \frac{\pi^2 n^2}{3600}$$

Różniczkując równanie [5] względem średnicy D_1 , oraz przyrównując pierwszą pochodną do zera, dostaniemy:

$$\frac{dW_1}{dD_1} = \frac{-\frac{A}{D_1^3} + B D_1}{\sqrt{\frac{A}{D_1^2} + B D_1^2}} = 0 \quad [6]$$

lub:

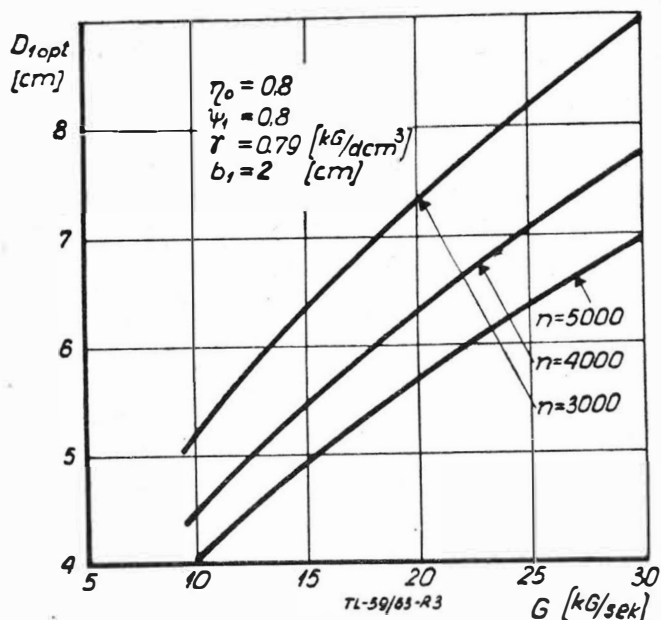
$$A - B D_1^4 = 0 \quad [6']$$

W ten sposób, ze wzoru [6'], jesteśmy w stanie wyznaczyć wartość średnicy D_1 , przy której prędkość względna przepływu przyjmuje wartość minimalną. Optymalna śred-

nica wlotu, to znaczy taka średnica, przy której straty tarcia są najmniejsze, a sprawność największa, określona jest wzorem:

$$D_{1opt} = \sqrt[4]{\frac{A}{B}} \quad [7]$$

Ze wzoru [7] wynika, że średnica D_{1opt} zależy od parametrów wyjściowych, które zakłada się przy projektowaniu. Wpływ wielkości wydajności pompy na zmianę średnicy optymalnej jest pokazany na rys. 3. Wartość D_{1opt} może być taka sama dla pomp o różnych wydajnościach, z tym



Rys. 3.

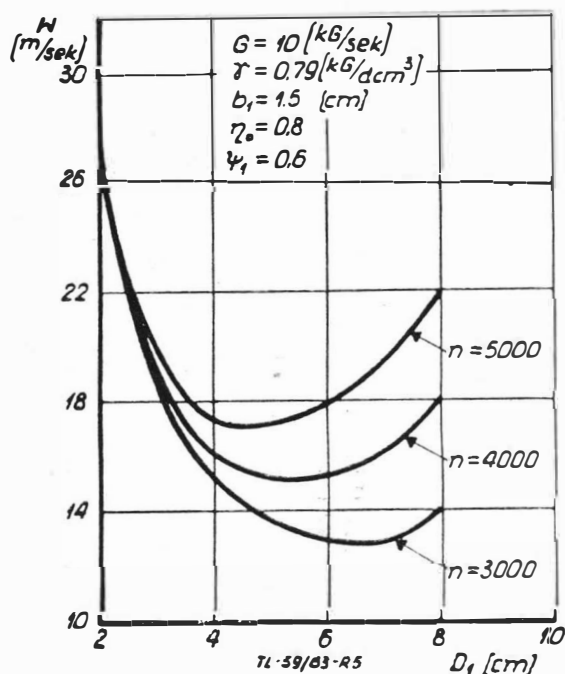
obrotów każdej z tych pomp będą inne. Jest to szczególnie ważne dla pomp z regulacją przepływu. Otóż analizując pracę jednej konkretnej pompy ze zmienną wydajnością dochodzi się do wniosku, że straty wynikłe z prędkości względnej W_1 , przy zmianie Q , będą zawsze minimalne. Oczywiście, żeby to było spełnione, zależność pomiędzy wydajnością pompy a obrotami winna być taka, aby przejście od Q_1 do Q_2 nie zmieniło średnicy optymalnej.

Istotny wpływ na wartość średnicy optymalnej ma szerokość kanału wlotowego b_1 (rys. 4). Okazuje się, że zwiększając dwukrotnie b_1 , można obniżyć średnicę wlotową pompy o około 40%. Kalkulacja tego typu jest szczególnie ważna w odniesieniu do pomp lotniczych stosowanych w na-

pedach rakietowych, gdzie chodzi o małe ciężary. Zmniejszenie średnicy D_{1opt} można również zrealizować na drodze powiększenia obrotów wirnika pompy.

Analiza przebiegu $W_1 = f(D_1)$

Jeśli zależność pomiędzy prędkością względną i średnicą wlotu przyjmie pewną wartość minimalną, to znaczy, że zarówno dla małych, jak i dużych średnic prędkość W_1 jest większa od tej wartości granicznej. Zagadnienie polega na tym, aby ocenić czy rzeczywiście opłaca się wprowadzenie optymalizacji do pomp odśrodkowych. Dla analizy funkcji $W_1 = f(D_1)$ zbudowano wykres (rys. 5) dla ustalonej wydajności pompy Q_0 oraz ustalonej szerokości kanału wlotowego b_1 , przy założeniu współczynnika strat η_0 i współczynnika przewężenia ψ . Z wykresu wynika, że dla stosunkowo małego zakresu średnicy wlotowej są duże zmiany prędkości względnej. Dla przykładu, z krzywej dla $n = 5000$ obr./min widać, że w zakresie od $D_1 = 2$ [cm] do $D_1 = 4$ [cm] prędkość W_1 zmienia się od 17,4 [m/sek] do 28 [m/sek].



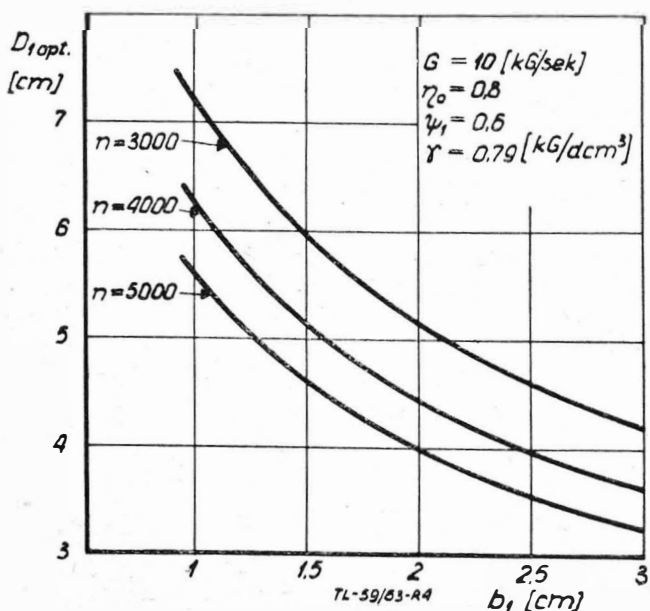
Rys. 5

Pamiętając, że straty w kanale przepływowym wirnika są proporcjonalne do kwadratu prędkości względnej, przyjęcie parametrów wlotowych bez optymalizacji może doprowadzić do poważnego obniżenia sprawności. Nieco inaczej jest z prawej strony minimum. Tutaj pochodna krzywej $W_1 = f(D_1)$ jest mniejsza od pochodnej z lewej strony i dlatego na przykład zmiana średnicy od $D_1 = 5$ [cm] do $D_1 = 7$ [cm] daje zmianę prędkości względnej tylko od 17,4 do 19,5 [m/sek].

Wpływ obrotów wirnika pompy na sam przebieg $W_1 = f(D_1)$ jest dwójaki. Z lewej strony minimum obroty nie mają istotnego wpływu, natomiast z prawej strony zwiększenie n dla tej samej średnicy, powiększa wartość prędkości względnej. Obroty pompy mają istotny wpływ również na minimum prędkości W_1 . Wraz ze spadkiem n , najmniejsza wartość prędkości W_1 przesuwa się z lewa na prawo, a więc w kierunku zwiększania średnicy optymalnej. Spadek obrotów powoduje również zmniejszenie się wartości prędkości względnej. Krzywizna krzywej $W_1 = f(D_1)$ jest większa od obrotów większych, szczególnie z lewej strony minimum. A więc optymalizacja jest szczególnie ważna przy projektowaniu pomp szybkoobrotowych.

Przypadek dla $C_{1u} \neq 0$

Dla pewnych przypadków rzut prędkości bezwzględnej na kierunek styczny ma wartość dość znaczną i przy wyznaczeniu optymalnej średnicy dla przekroju wlotowego wirnika być uwzględniony. Wówczas związek pomiędzy prędkością względną W_1 i średnicą D_1 przyjmie postać:



Rys. 4

$$W_1(D_1) = \sqrt{C_{1m}^2 + U_1^2 + 2U_1C_{1u} + C_{1u}^2} \quad [8]$$

lub:

$$W_1(D_1) = \sqrt{C_{1m}^2 + U_1^2 + 2U_1 \frac{C_{1m}}{\operatorname{tg} \alpha_1} + \frac{C_{1m}^2}{\operatorname{tg}^2 \alpha_1}} \quad [9]$$

Po uzależnieniu prędkości merydionalnej C_{1m} i prędkości obwodowej U_1 od zmiennej średnicy D_1 i wiadomych parametrów Q_0 , n , ψ i b_1 , wzór [9] przyjmie postać:

$$W_1(D_1) = \sqrt{\frac{A}{D_1^3} \left(1 + \frac{1}{\operatorname{tg} \alpha_1}\right) + BD_1^2 + \frac{2\sqrt{AB}}{\operatorname{tg} \alpha_1}} \quad [10]$$

Z przyrównania pochodnej funkcji $W_1 = f(D_1)$ do zera, mamy:

$$\frac{dW_1}{dD_1} = \frac{-\frac{A}{D_1^3} \left(1 + \frac{1}{\operatorname{tg} \alpha_1}\right) + AD_1}{\sqrt{\frac{A}{D_1^3} \left(1 + \frac{1}{\operatorname{tg} \alpha_1}\right) + BD_1^2 + \frac{2\sqrt{AB}}{\operatorname{tg} \alpha_1}}} = 0 \quad [11]$$

lub:

$$A \left(1 + \frac{1}{\operatorname{tg} \alpha_1}\right) = BD_1^4 \quad [11']$$

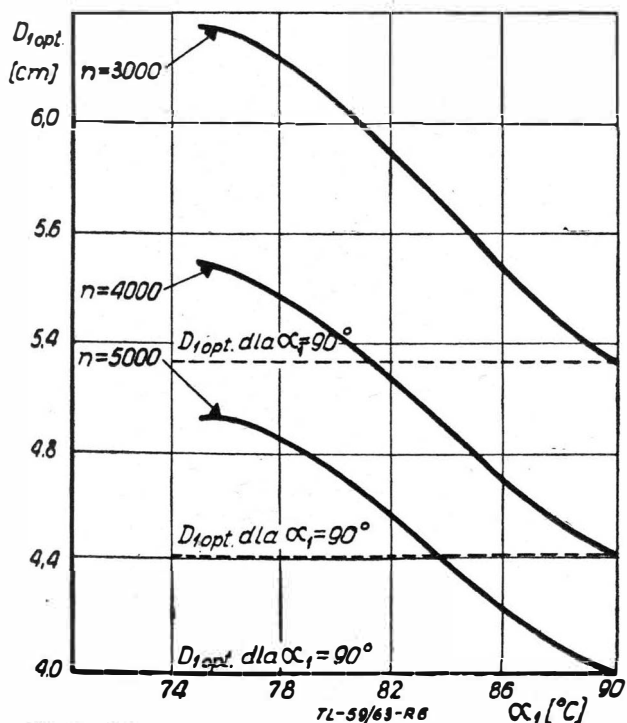
Wzór na wyznaczenie średnicy optymalnej dla przypadku $C_{1u} \neq 0$ przyjmie więc postać:

$$D_{1opt} = \sqrt[4]{\frac{A \left(1 + \frac{1}{\operatorname{tg} \alpha_1}\right)}{B}} \quad [12]$$

Z wyrażenia [12] widać, że na wartość D_{1opt} , ma wpływ kąt prędkości bezwzględnej α_1 . Im mniejsza jest wartość tego kąta, tym średnica optymalna, dla rozpatrywanego przypadku, bardziej się zbliża do wartości dla przypadku $C_{1u} = 0$. W granicznym przypadku mamy:

$$\alpha_1 \rightarrow 90^\circ, \\ \frac{1}{\operatorname{tg} \alpha_1} \rightarrow 0;$$

wówczas wzór [12] jest identyczny z wyrażeniem [7]. Wpływ kąta α_1 na średnicę optymalną pokazany jest na

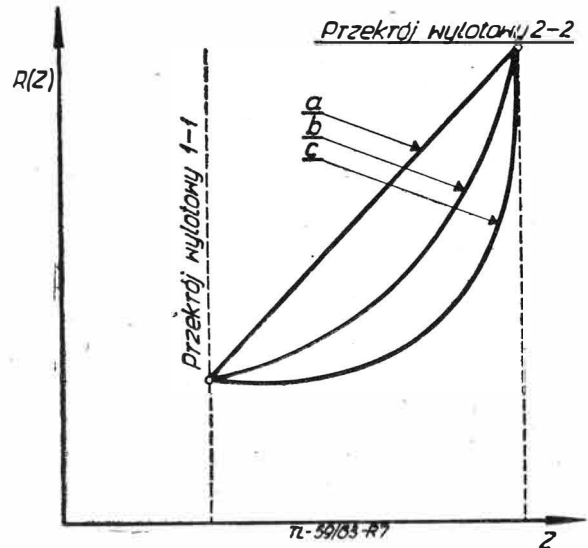


Rys. 6

rys. 6. Przy zmianie α_1 od 76° do 90° zmiana wartości D_{1opt} jest różna i zależy od obrotów pompy. Przy obrotach $n = 5000$, średnica optymalna zmieniła się od 4 [cm] do 4,92 [cm], natomiast przy $n = 4000$, od 4,43 do 5,47 [cm]. Wreszcie przy obrotach $n = 3000$ i tym samym zakresie zmiana kąta α_1 , średnica D_{1opt} , uległa zmianie od 5,13 do 6,34 [cm]. A więc wraz ze zmniejszeniem obrotów pompy coraz większy wpływ na średnicę optymalną ma kąt prędkości bezwzględnej.

Określenie optymalnego kształtu kanału wirnika

Istniejące metody kształtowania kanału przepływowego bazują raczej na sposobach graficznych i z punktu widzenia uzyskania minimum strat nie zawsze są słuszne. Zarówno zaprofilowanie kanału o małej krzywiznie (rys. 7, krzywa a), jak i o dużej krzywiznie (krzywa c), prowadzi



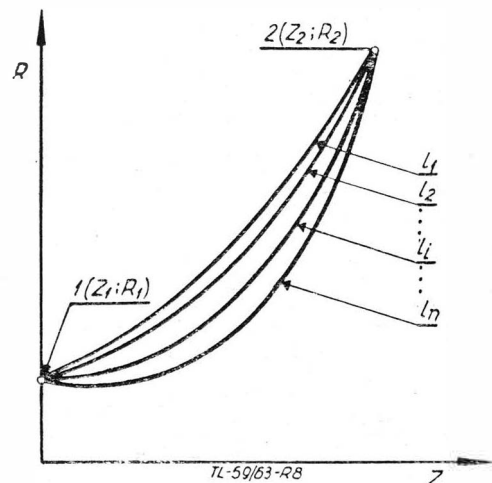
Rys. 7

do zbyt dużych strat. Wynika to z tego, że straty przepływu są proporcjonalne do powierzchni, a w obu tych przypadkach powierzchnia kanału będzie większa od pewnej poszukiwanej (krzywa b). Tą powierzchnią poszukiwaną jest powierzchnia o najmniejszym polu kanału przepływowego, jaką można uzyskać pomiędzy punktami 1 i 2 (rys. 8). W tym przypadku powinno się uzyskać:

$$F(l) \Big|_1^2 = \min \quad [13]$$

$$\sum_1^2 \Delta p = \min \quad [14]$$

Określenia takiej krzywej $l_i = l_{opt}$, przez obrót której dookoła osi Z—Z otrzyma się minimalną powierzchnię styku cieczy z wirnikiem pompy, można otrzymać za pomocą



Rys. 8

rachunku wariacyjnego. Pole powierzchni obrotowej na nie znanej dotychczas krzywej l_i , zależne w ogólnym przypadku od promienia i szerokości wirnika, można przedstawić za pomocą wzoru:

$$F[r(z)] = 2\pi \int_{z_1}^{z_2} r \sqrt{1 + \left(\frac{dr}{dz}\right)^2} dz \quad [15]$$

Pole powierzchni $F[r(z)]$ przyjmie wartość minimalną, jeżeli równanie wariacyjne Eulera w stosunku do funkcji podcałkowej przyjmie postać (lit. 3):

$$\varphi(r, r') - \frac{dr}{dz} \left(\frac{d\varphi}{dr'}\right) = H_1 \quad [16]$$

$$\text{gdzie: } \varphi(r, r') = r \sqrt{1 + \left(\frac{dr}{dz}\right)^2}$$

H_1 — stała całkowania;

lub:

$$r \sqrt{1 + \left(\frac{dr}{dz}\right)^2} - \frac{r \left(\frac{dr}{dz}\right)^2}{\sqrt{1 + \left(\frac{dr}{dz}\right)^2}} = H_1 \quad [17]$$

Po scałkowaniu równania [17] otrzymamy:

$$r(z) = H_1 \cos h\varphi \quad [13]$$

gdzie:

$$\varphi = \frac{Z - H_2}{H_1}; \quad H_2 \text{ — stała całkowania.}$$

Wykorzystując warunki brzegowe (rys. 8)

$$\text{dla } Z = Z_1; \quad r = r_1 \quad [19]$$

$$\text{dla } Z = Z_2; \quad r = r_2 \quad [20]$$

wyznamy stałe H_1 i H_2 ze związków:

$$r_1 = H_1 \cos h \frac{Z_1 - H_2}{H_1} \quad [21]$$

$$r_2 = H_1 \cos h \frac{Z_2 - H_2}{H_1} \quad [22]$$

Inż. ANDRZEJ CHOMIŃSKI

681.14:656.7

o pewnej metodzie zastosowania uniwersalnej maszyny cyfrowej do analizy bezpieczeństwa lotów w ruchu lotniczym

W artykule zasygnalizowano narastającą potrzebę modernizacji kontroli ruchu lotniczego i podkreślono wielostronność kompleksowego rozwiązania problemu. Omówiono program przykładowego zastosowania uniwersalnej maszyny cyfrowej do realizacji jednej z funkcji systemu kontroli ruchu lotniczego, jaką jest analiza planowanej sytuacji powietrznej, mająca na celu zapewnienie bezpieczeństwa zalotniskowego ruchu lotniczego.

Wstęp

Dotychczas stosowany w większości państw sposób rozwiązywania problemu kontroli i koordynacji ruchu lotniczego można ogólnie scharakteryzować jako „ręcznie-proceduralny”, w którym zasadniczym elementem wykonawczym jest człowiek wyposażony w nie zautomatyzowane środki łączności, ręcznie wykreślane plansze sytuacji ruchowej i ręcznie sporządzane przeliczenia oraz notatki o planowanych i wykonywanych lotach. Prócz tego, bardziej

Otrzymamy więc dla $Z_1 = 0, r_1 = 1;$

$$H_1 = 1$$

$$H_2 = 0$$

Wstawiając wyrażenia na stałe [23 i 24] do wzoru [15] otrzymamy równanie na krzywą l_{opt} , a więc krzywą, przez obrót której uzyskamy najmniejszą powierzchnię $F[r(z)]$ w postaci:

$$r(z) = \frac{e^\varphi + e^{-\varphi}}{2}$$

gdzie:

$$\varphi = z$$

Minimalna powierzchnia styku cieczy z wirnikiem pompy, określona wzorem [15] przy warunku [16], nazywana jest powierzchnią katenoidalną. Powstaje ona przez obrót krzywej łańcuchowej, opisanej równaniem [25] wokół osi pompy ($z-z$). Jeśli dla określonych warunków brzegowych (z_1, z_2, r_1, r_2) chcemy uzyskać minimum strat przepływu w kanale przepływowym, żeby linia podziałowa przebiegała według funkcji określonej wzorem [25] lub w ogólnym przypadku, wzorem [18].

Zakończenie

W pracy podano sposób określenia parametrów optymalnych dla przekroju wlotowego pompy odśrodkowej. Podano również wytyczne do profilowania kanału przelotowego. Punktem wyjścia dla określenia parametrów optymalnych było założenie uzyskania minimalnych strat przepływu. Podano tutaj sposobu doboru optymalnych parametrów w przekroju wylotowym wirnika. Zagadnienie to jest jednak bardzo ściśle powiązane z parametrami wejścia i parametrami kanału przepływowego i dlatego specjalnego omówienia nie wymaga.

LITERATURA

1. A. T. Troškolański — Hydromechanika techniczna, tom III PWN, Warszawa, 1951
2. A. M. Mhitarian — Gidrawlika i osnovy gazodinamiki, GIT USRR, Kijew, 1959
3. L. E. Elsgole — Rachunek wariacyjny, PWN, 1960
4. R. Staniszewski — Zagadnienie doboru optymalnych parametrów dla przewodów lotniczych, „Technika Lotnicza” 2/63
5. R. Staniszewski — Problem doboru parametrów optymalnych i krytycznych pracy silnika nieizobarycznego, „Archiwum Budowy Maszyn”, zes. 2/63.

Wymienione czynniki stwarzają sytuację, w której dotychczasowe metody zaczynają zawodzić i człowiek wyposażony w prymitywne pomoce nie jest w stanie podołać, z dostateczną precyzją i szybkością, wymaganiom stawianym systemowi kontroli ruchu lotniczego. Dlatego od kilku lat obserwuje się w szeregu państw dążność do modernizacji istniejących systemów, szczególnie tam, gdzie silnie rozwinięty jest ruch lotniczy i gdzie istnieją realne przesłanki osiągnięcia sukcesu wynikające z wysokiego stopnia rozwoju związanych z tym problemem dyscyplin nauki i bazy technicznej. Generalnie problem sprowadza się do automatyzacji procesu kontroli i kierowania ruchem lotniczym drogą zastępowania funkcji człowieka przez maszynę matematyczną, która przejmuje na siebie typowe dla danego procesu, często powtarzające się i czasochłonne czynności oraz wypracowuje dla człowieka dane, na podstawie których podejmuje on decyzję. Rola człowieka sprowadza się wtedy do interweniowania w sytuacjach nietypowych, które wymagają decyzji organu kontroli.

Przy opracowywaniu założeń wyjściowych na system należy liczyć się z już istniejącą jego strukturą i okazuje się, że słabość organizacji leży nie tyle w systemie, ile w metodach, którymi się on posługuje, a więc główny nacisk należy położyć na radykalne udoskonalenie sprzętu opracowania danych, wykorzystywanego przez organa kontroli ruchu lotniczego. Wyposażenie winno być głównie naziemne, nie wymagające dodatkowego sprzętu na pokładzie samolotu, poza dotychczas stosowanymi urządzeniami radiowymi i nawigacyjnymi. System winien mieć możliwość pracy niezależnie od tego czy sąsiednie ośrodki kontroli są także zautomatyzowane oraz należy przewidywać możliwość etapowej rozbudowy — wprowadzania dalszych udoskonalień, w zależności od zaistniałych realnych warunków.

System kontroli ruchu lotniczego jest systemem dużej skali i modernizacja jego jest procesem bardzo skomplikowanym, wymagającym optymalnego rozwiązania szeregu wzajemnie uzależnionych i sprzecznych zagadnień natury organizacyjnej i technicznej. Wchodzą tutaj w grę takie najogólniejsze problemy, jak wyżej wymienione maksymalne bezpieczeństwo lotów, przy wystarczająco dużej przepustowości systemu, z jednoczesnym uwzględnieniem czynników ekonomicznych, zapewniających możliwie małe koszty wyposażenia i eksploatacji systemu. Ponadto system winien charakteryzować się odpowiednią elastycznością operacyjną. Z punktu widzenia pilota optymalny jest taki system, który minimalnie obciąża rygorami wykonanie żadanego lotu. Z punktu widzenia organu kontroli najłatwiejszy byłby system sztywny, w którym wszystkie loty byłyby uprzednio planowane według ustalonego z góry schematu tras i następnie wykonywane dokładnie według tego planu z ścisłym zachowaniem wszystkich zaplanowanych parametrów lotu. Oczywiście schemat taki jest nierealny.

Powyżej nakreślono jak najbardziej ogólnikowo idee, którymi należy kierować się przy przystępowaniu do modernizacji systemu kontroli ruchu lotniczego. Problematyka zagadnień i metodyka postępowania przy kompleksowym rozwiązywaniu modernizacji systemu wykracza poza ramy niniejszego artykułu. W dalszym ciągu uwaga zostanie skoncentrowana na jednym ze wstępnych zadań kontroli i koordynacji ruchu lotniczego, jakim jest zapewnienie bezpieczeństwa lotów przy planowaniu przewidzianego ruchu lotniczego. Przekazywanie maszynie matematycznej poszczególnych zadań systemu, wykonywanych uprzednio przez człowieka, wymaga sformułowania istoty zadania, przyjęcia założeń ograniczających zakres automatyzacji, określenia danych, którymi maszyna będzie operować przy realizacji procesu, oraz sprecyzowania funkcji spełnianych przez maszynę. Na podstawie powyższych ustaleń opracowuje się metodę rozwiązania problemu uwzględniającą specyfikę maszyny i układa się program obliczeniowy.

Sformułowanie problemu

W procesie ruchu lotniczego rozpatruje się dwie zasadniczo różne fazy, określone realizacją samego lotu i związanymi z tym procedurami, tj. ruch w rejonie lotniska,

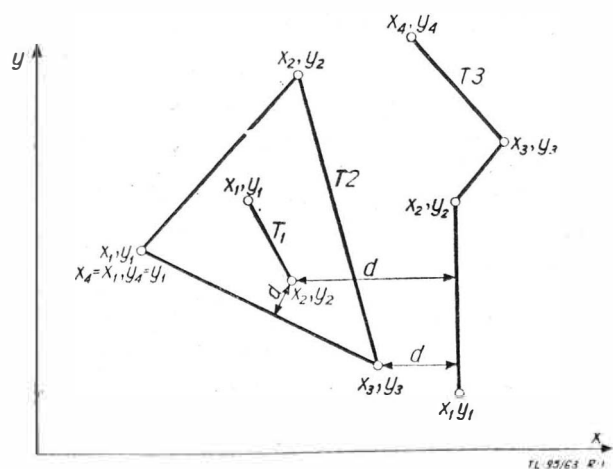
obejmujący złożone manewry odlotów i przylotów wraz z lądowaniem, oraz ruch pozalotniskowy, charakteryzujący się w zasadzie lotami poziomymi, wykonywanymi wzdłuż odcinków prostoliniowych, z zachowaniem stałej prędkości. Omawiany problem dotyczy ruchu lotniczego pozalotniskowego w określonym obszarze kontroli.

Stopień skomplikowania automatyzacji systemu kontroli ruchu lotniczego pozalotniskowego zależy od złożoności ruchu lotniczego objętego automatyzacją. Najprostszy jest model systemu komunikacyjnego ruchu lotniczego, który jest „skanalizowany” w ustalonych korytarzach powietrznych oraz posiada ograniczoną i stałą ilość punktów krzyżowania się dróg lotniczych, co w zasadniczy sposób upraszcza sytuację powietrzną. Jednakże na całokształt ruchu lotniczego w danym obszarze składają się jeszcze loty samolotów wojskowych, sportowych, sanitarnych i inne, które z zasady wykonywane są poza korytarzami lotniczymi według dowolnie ustalonych tras. Rozciągnięcie automatyzacji na tak skomplikowany, „nieuporządkowany” ruch lotniczy, charakteryzujący się dużą liczbą potencjalnych punktów przecinania się tras lotów, stawia poważne zadania przed maszyną i wymaga rozbudowanego wyposażenia dla rozwiązywania problemu konfliktów i informowania organu kontroli o aktualnej sytuacji powietrznej. Etapy obejmujące śledzenie lotów w celu umożliwienia kontroli zgodności wykonywanych lotów z planem oraz w przypadku niezgodności zapobiegania konfliktom i kierowanie rzeczywistą sytuacją powietrzną nie będą tutaj rozpatrywane.

Udzielenie zezwolenia na wykonanie lotu musi być poprzedzone, między innymi, zapewnieniem bezpieczeństwa przed zderzeniami wszystkim statkom powietrznym wykonującym loty. Jednym z podstawowych problemów jest ocena sytuacji powietrznej, jaka może zaistnieć przy wprowadzaniu nowych planów lotów do zbioru już przyjętych planów lotów oraz wyeliminowanie lotów kolidujących, które nie spełniają warunku separacji czasowej lub przestrzennej.

W celu logicznego i matematycznego sformalizowania tego problemu oraz przetłumaczenia go na język maszyny przyjęto poniższe kompromisowe założenia i określenia, które ilustrują możliwość zrealizowania programu na niedużej maszynie cyfrowej, przy pewnych jednak uproszczeniach funkcji systemowych.

Algorytmizacji poddano planowany ruch lotniczy pozalotniskowy w szerszym znaczeniu, tj. taki, który charakteryzuje się lotami wykonywanymi w dowolnych kierunkach w danym obszarze kontroli. Maszyna nie rozpatruje ruchu poszczególnego samolotu w czasie, lecz analizuje zbiór tras niezależnie od ilości wylatujących na każdą trasę samolotów z danego lotniska. Przestrzeń określona przez trasę lotu rezerwowana jest w całości przez cały czas odbywania się na niej lotów z danego lotniska. Maszyna analizuje separację między tak pojętymi trasami, które we wspólnym przedziale czasowym znajdują się na wspólnym piętrze wysokości. Wyjątek stanowią trasy wychodzące z jednego lotniska. Odpowiedzialność za prawidłowe zaplanowanie separacji między nimi przenosi się na szczebel lotniska.



Rys. 1. Przykłady tras lotu. T1; T2; T3 — trasy lotów na płaszczyźnie; $x_1, y_1; \dots; x_4, y_4$ — współrzędne płaskie tras lotów; d — minimalna odległość między trasami lotów na płaszczyźnie, porównywana ze standardową odległością separacji poziomej

Struktura pionowa przestrzeni stanowi szereg „pięter” wysokości, na których dozwolone jest wykonywanie poszczególnych lotów poziomych. Separacja pionowa stanowi pewną, z góry określoną standardową odległość między kolejnymi piętrami wysokości. Plan lotu może proponować wykonanie lotu na określonej, stałej wysokości, na dowolnej, stałej wysokości zawartej w określonych granicach lub na zmiennej wysokości w określonych granicach (dolne i górne piętro wysokości).

Separacja czasowa stanowi pewien z góry określony standardowy odstęp czasu między czasem zajętości jednej trasy i czasem zajętości drugiej trasy.

Rzut trasy lotu na płaszczyznę poziomą jest figurą geometryczną (łamaną, zamkniętą lub otwartą) składającą się z odcinków prostoliniowych, których końce odpowiadają lotnisku startu, punktom zmiany kierunku lotu oraz lotnisku lądowania. Trasa opisana jest przez podanie par współrzędnych prostokątnych wierzchołków wyżej określonej figury geometrycznej oraz przez podanie zakresu wysokości (numeru dolnego i górnego piętra wysokości). Separacja pozioma stanowi pewną z góry określoną minimalną odległość standardową między brzegami dwóch figur płaskich, które są rzutami tras lotu na płaszczyznę poziomą.

Dane wejściowe

Informację wejściową maszyny stanowi zbiór danych, będących planem lotu lub meldunkiem o zrealizowanym locie.

Informacja wejściowa o planowanym locie zawiera następujące dane:

- indeks lotniska startu;
- kolejny numer planowanej trasy, nadany przez lotnisko startu;
- przewidywany czas startu i lądowania;
- data startu;
- proponowana minimalna i maksymalna wysokość lotu;
- indeks rejonu lotu;
- współrzędne płaskie lotniska startu, punktów zmiany kierunku i lotniska lądowania.

Informacja wejściowa o zrealizowanym locie zawiera następujące dane:

- indeks lotniska startu;
- kolejny numer planowanej trasy, nadany przez lotnisko startu;
- przydzielona minimalna i maksymalna wysokość lotu;
- dzień startu;
- rzeczywisty czas lądowania.

Funkcje maszyny

Plany lotów są przekazywane do maszyny drogą dalekopisową według ustalonego wzoru obejmującego wyżej omówione dane wejściowe dla maszyny.

Maszyna czyta dane i jeżeli dotyczą one planu lotu, to przystępuje do analizowania na podstawie niżej określonych kryteriów, czy nowo zgłoszony plan lotu nie koliduje z uprzednio zapamiętaną sytuacją powietrzną (tj. zbiorem planów lotów, które uzyskały zezwolenie na realizację).

Maszyna kwalifikuje dwa badane plany lotów jako nie kolidujące, jeżeli spełnione jest przynajmniej jedno z następujących kryteriów separacji:

- każda z tras planowana jest na innej wysokości;
- każda z tras planowana jest w innym rejonie;
- obydwie trasy planowane są z tego samego lotniska startu;
- czas zajętości jednej trasy (tj. czas upływający między startem pierwszego samolotu na daną trasę i lądowaniem ostatniego samolotu z tejże trasy) jest oddzielony od czasu zajętości drugiej trasy odstępem czasowym nie mniejszym od przyjętego czasu separacji;
- każdy punkt na brzegu figury płaskiej, opisującej jedną trasę na danej wysokości, jest odległy od każdego punktu na brzegu figury płaskiej, opisującej drugą trasę na tejże samej wysokości, o wielkość nie mniejszą od przyjętej odległości separacji;

— w przypadku planowanego przelotu (tj. gdy start i lądowanie odbywają się na różnych lotniskach) trasa przelotu jest warunkowo odseparowana mimo niespełnienia żadnego z powyższych kryteriów, jeżeli lotnisko lądowania planowanego przelotu jest zarazem lotniskiem startu drugiej trasy lub odwrotnie.

Niespełnienie żadnego z wyżej wymienionych kryteriów separacji kwalifikuje nowo zgłoszoną trasę jako kolizyjną. Analizę kolizyjności nowej trasy maszyna przeprowadza kolejno z wszystkimi zapamiętanymi trasami w zakresie wysokości objętych planem tej trasy. Jeżeli nowa trasa lotu nie koliduje z żadną z uprzednio zapamiętanych tras, względnie jest odseparowana warunkowo, to zostaje zapamiętana w pamięci bębnowej. Na tym kończy się cykl analizy sytuacji, maszyna drukuje wynik i przechodzi do czytania następnego danych wejściowych.

Jeżeli dane wejściowe są meldunkiem o zrealizowaniu lotu, to maszyna wyszukuje daną trasę spośród zapamiętanych tras i wymazuje ją z pamięci, a następnie przechodzi do czytania nowych danych wejściowych.

Ponadto, na żądanie operatora maszyna drukuje, ile i które trasy są pamiętane na interesującej wysokości

Metoda rozwiązania

Sprawdzenie przez maszynę czy nowa, planowana trasa lotu spełnia warunki bezpieczeństwa w przewidywanej sytuacji powietrznej, sprowadza się w ostatecznym wyniku do oceny, czy żaden z odcinków tej trasy nie koliduje z jedną lub z większą ilością uprzednio zapamiętanych tras.

Można to uzyskać przez zbadanie wzajemnego usytuowania każdego odcinka nowej trasy, kolejno, z każdym odcinkiem pozostałych tras. Ilość porównań, które należy wykonać w związku z tą czynnością, może być znacznie zredukowana, jeśli nowa trasa będzie porównywana jedynie z tymi spośród zapamiętanych tras, które posiadają pewne możliwości kolidowania. Zgodnie z tym, maszyna przeprowadza szereg wstępnych prostych sprawdzeń w celu wyeliminowania z badań kolizyjności tych tras, które z założenia nie mogą kolidować, bądź których czasoprzestrzenne usytuowanie pozwala na proste odseparowanie. Kolejność eliminacji jest realizowana według następujących parametrów:

- przewidywana wysokość lotu;
- rejon lotu;
- lotnisko startu;
- przewidywany czas lotu;
- położenie na płaszczyźnie.

Eliminację niekolidujących tras według wysokości rozwiązano w ten sposób, że maszyna zapamiętuje w pamięci bębnowej trasy pogrupowane według wysokości. Dzięki temu do analizy kolizyjności pobierane są z bębna tylko trasy należące do interesującej wysokości.

Każda czynność, odseparowująca nową trasę od kolejnej pamiętanej już trasy, powoduje przypisanie tej ostatniej indeksu braku kolizji, w związku z czym zostaje ona wyeliminowana z dalszego badania.

Obszar kontrolowany jest podzielony na umowne rejonu i w planie lotu jest przewidziany indeks wskazujący, w którym rejonie planowany jest lot. Jeżeli obszar podzielony jest na przykład na dwa rejonu, a indeksowi określającemu, że trasa przebiega w rejonie pierwszym przypisana jest wartość 1, indeksowi dla trasy w rejonie drugim wartość 2 oraz indeksowi dla trasy przebiegającej przez obydwa rejonu wartość 3, to koniunkcja wartości tych indeksów zapisanych binarnie w maszynie pozwala wyeliminować z dalszego badania trasy planowane w różnych rejonach. Wynik koniunkcji różny od zera wskazuje, że dwie trasy przynajmniej częściowo przebiegają przez wspólny rejon i w związku z tym muszą być poddane dalszemu sprawdzeniu.

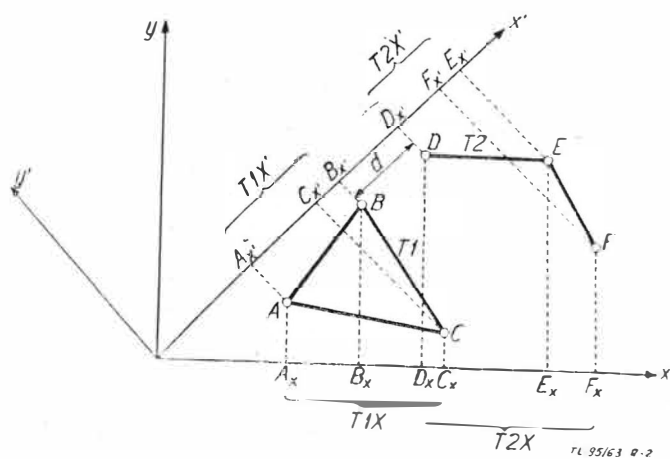
Badanie separacji czasowej obejmuje zamianę czasu startu i lądowania (podanego w godzinach i minutach) na minuty i sprawdzenie, czy czas startu jednej trasy jest późniejszy od czasu lądowania drugiej trasy lub czy czas lądowania jednej trasy jest wcześniejszy od czasu startu drugiej trasy, o wartość nie mniejszą od separacji czasowej.

Jeżeli dotychczasowe próby wykazania braku kolizyjności nie dały pozytywnego wyniku, to maszyna przechodzi do badania separacji odległościowej na płaszczyźnie

Początkowo stosowana jest metoda uproszczona, szybko eliminująca trasy znacznie od siebie oddalone, która jednak jest mało precyzyjna i zawodzi w niektórych przypadkach bardziej skomplikowanej konfiguracji tras (np. gdy jedna trasa leży wewnątrz drugiej) nie wykazując wtedy braku kolizji, mimo faktycznie istniejącej separacji odległościowej między tymi trasami. Metoda jednak nie grozi wykazaniem separacji, gdy taka nie zachodzi.

Metoda uproszczona analizy wzajemnego usytuowania dwóch tras na płaszczyźnie rozpatruje kolejno zbiory rzutów wierzchołków tych tras na oś podstawowego układu współrzędnych oraz układu obróconego o 45 stopni.

Jeżeli rzuty wierzchołków dwóch tras na daną oś tworzą zbiory rozłączne i odległe od siebie o wartość nie mniejszą od przyjętej separacji odległościowej, to trasy takie są niekolizyjne. Rysunek 2 ilustruje wykazanie separacji poziomej tą metodą przy rzutowaniu tras na oś x' .



Rys. 2. Ilustracja uproszczonej metody sprawdzania separacji poziomej między trasami lotów. T1; T2 — analizowane trasy lotów; T1X; T2X — zbiory rzutów wierzchołków tras T1 i T2 na oś x ; T1X'; T2X' — zbiory rzutów wierzchołków tras T1 i T2 na oś x' ; d — odległość między zbiorami rzutów wierzchołków trasy T1 i T2 na oś x' porównywana z odległością separacji poziomej

Jeżeli wstępna eliminacja wykazała, że nowa trasa jest bezpiecznie odseparowana od ustalonej uprzednio sytuacji powietrznej na badanym piętrze wysokości, to maszyna przechodzi do analizowania zakresu wysokości. Jeżeli wynik eliminacji nie był pozytywny, tzn. że może jeszcze istnieć co najmniej jedna trasa kolidująca, wtedy maszyna przechodzi do sprawdzania metodą dokładną, czy minimalna odległość każdego z odcinków nowej trasy spełnia warunek separacji odległościowej względem każdego odcinka uprzednio zaplanowanych tras, a nie nacechowanych dotychczas indeksem braku kolizyjności.

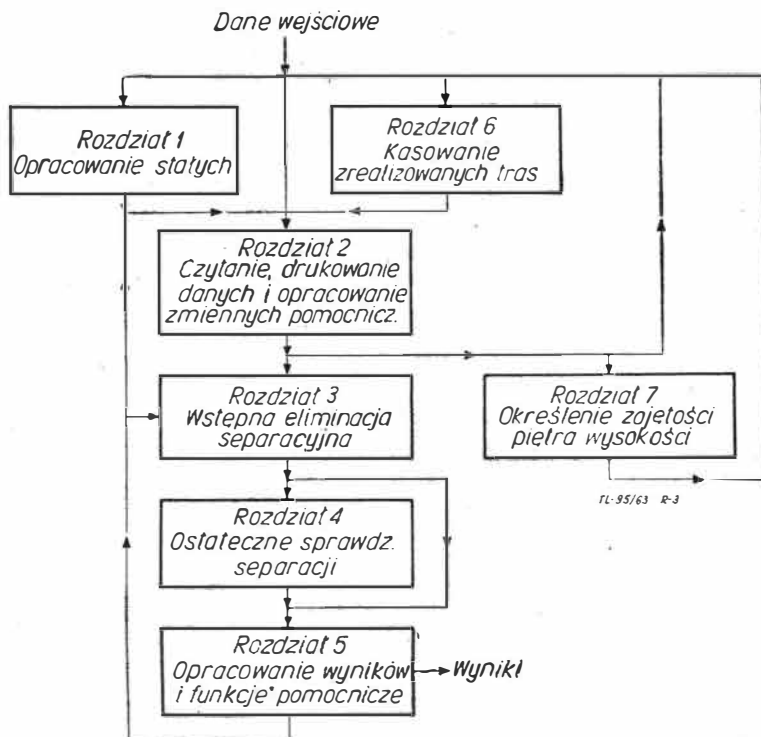
Sprawdzanie separacji tą metodą rozpoczyna się od wprowadzenia prostych przez badane dwa odcinki i określenia punktu przecięcia. Jeżeli nie leży on na obu odcinkach, to drogą logiczną zostają wybrane formuły, określające współrzędne najbardziej zbliżonych punktów obu odcinków. Na podstawie tych współrzędnych obliczana jest minimalna odległość między odcinkami i porównywana jest z odległością separacji.

Po zakończeniu ostatniego etapu analizy na płaszczyźnie maszyna sprawdza, jaki wariant wysokości był proponowany dla nowej trasy. W przypadku lotu ze zmienną wysokością cykl analizy jest powtarzany dla każdego piętra wysokości w granicach określonych przez plan lotu. W przypadku planowanego lotu na dowolnej stałej wysokości, która może być wybrana w określonych granicach, maszyna analizuje sytuację począwszy od najniższego piętra i przydziela tę najniższą wysokość, na której nie grozi sytuacja konfliktowa oraz zapamiętuje trasę tak, jak gdyby była ona zgłoszona na tę wybraną wysokość.

Jeżeli w wyniku analizy planowany lot groziłby konfliktem w granicach proponowanych wysokości, to maszyna drukuje wykaz kolidujących tras, na podstawie którego organ kontroli decyduje czy nowo planowaną trasę odrzucić, względnie jakie jej parametry zmienić. Pomocne w tym może być np. zażądanie, aby maszyna wydrukowała stan zajętości interesującej wysokości.

Realizacja programu na maszynie

Program został podzielony na kilka rozdziałów, z których każdy stanowi pewną logicznie wyodrębnioną całość zawartą w niewielkiej ilości kilkuset rozkazów jednoadresowych. Dzięki temu liczenie programu może być realizowane drogą kolejnego pobierania poszczególnych rozdziałów



Rys. 3. Schematyczny układ programu

Tabela 1

Numer rozdziału	Ilość rozkazów	Ilość miejsc dla danych, zmiennych pomocniczych itp.
1	650	40
2	800	70
3	450	300
4	550	300
5	650	300
6	550	300
7	550	250

łów do pamięci wewnętrznej, co umożliwiła zastosowanie maszyny wyposażonej w małą pamięć wewnętrzną. Schematyczny układ programu jest przytoczony na rys. 3. Obciążenie pamięci wewnętrznej poszczególnymi rozdziałami programu ilustruje tabela 1. Niezbędna wielkość pamięci pomocniczej, w której muszą być pamiętane dane o planowanych lotach, zależy od tego, jak duże natężenie ruchu lotniczego jest przewidywane w danym obszarze, tzn. ile musi być jednocześnie pamiętanych tras lotów. Oczywiście w pamięci pomocniczej musi być również przechowywany całkowity program liczenia.

Równoważna długość lotniska

Przy eksploatacji współczesnych, dużych samolotów transportowych, często zachodzi potrzeba ograniczenia ich ciężaru startowego (Q) dla umożliwienia dokonania bezpiecznego startu w granicach danego lotniska. Szczególną uwagę na tę okoliczność należy zwracać na lotniskach stosunkowo małych.

Bezpieczeństwo startu polega tu na możliwości jego kontynuowania w przypadku nagłego uszkodzenia podczas startu jednego z silników, bez obawy zaczepienia o jakąś wystającą ponad poziom lotniska przeszkodę lub też na możliwości przerwania startu w chwili odmowy pracy silnika — bez obawy rozbicia samolotu wskutek przekroczenia podczas hamowania na ziemi granic podłoża dostatecznie równego i zdolnego do utrzymania ciężaru samolotu.

Równocześnie chodzi o największe wykorzystanie zdolności przewozowej samolotu, to znaczy o określenie maksymalnego dopuszczalnego ze względów bezpieczeństwa ciężaru, a także o dostarczenie pilotowi zwięzłej wskazówki, dotyczącej prawidłowości jego postępowania w chwili uszkodzenia podczas startu jednego z silników. Wskazówką tą jest zwykle wartość prędkości osiągniętej podczas rozpędzania samolotu i oznaczanej najczęściej przez V_1 , przed osiągnięciem której pilot powinien przerwać start z chwilą uszkodzenia silnika (gdyż nie zdoła wystartować w granicach lotniska z powodu obniżenia osiągnięć) i po przekroczeniu której powinien on start kontynuować, mimo że jeden z silników nie pracuje, gdyż samolot nie wyhamuje już prędkości na zdatnym do kołowania odcinku lotniska. Jeżeli awaria silnika nastąpi dokładnie w chwili osiągnięcia przez samolot prędkości V_1 , pilot może dowolnie wybrać kontynuowanie startu lub jego przerwanie. Z tego powodu prędkość ta często jest nazywana w nomenklaturze zagranicznej — prędkością decyzji.

W celu szybkiego wyznaczania optymalnych parametrów startu (to znaczy Q i V) danego samolotu z określonego lotniska przy panujących w danym dniu warunkach atmosferycznych, służą specjalne wykresy (nomogramy), przy których używane jest pojęcie tak zwanej równoważnej długości lotniska (D) oraz analogiczne pojęcie równoważnej długości rozbiegu (R).

Pojęcie równoważnej długości lotniska upraszcza i porządkuje metodę znajdowania szukanych parametrów i aczkolwiek szeroko stosowane w skali światowej — jest u nas mało znane. Tymczasem, wobec ostatnio eksploatowanych w Polsce ciężkich samolotów (na przykład Il-18), ważne zagadnienie określania parametrów startu stało się aktualne również i na naszym terenie.

Maksymalny ciężar samolotu podczas startu, który uważa się za zakończony z chwilą osiągnięcia przez samolot umownej wysokości (zwykle 15 m) ponad poziom rozbiegu, jest związany z długością lotniska.

Jednak pojęcie długości lotniska nie jest w lotnictwie jednoznaczne, podobnie jak pojęcie prędkości lub wysokości. Tak, jak prędkości mogą być różnego rodzaju, na przykład maksymalna, minimalna, rzeczywista, wskaźnikowa, przelotowa, ekonomiczna itd., tak i wysokości mogą być różne, na przykład — nad poziomem morza, nad terenem, ciśnieniowa, gęstościowa itd. Podobnie rzecz się ma i z pojęciem długości lotniska.

Rozróżnia się więc — między innymi — rozporządzalną dla startu na danym lotnisku: długość rozbiegu, długość startową oraz długość bezpieczną. Do tej pory nie ma ustalonych ścisłych nazw i definicji tych długości. Często daje się zauważyć pewną dowolność w praktycznej interpretacji tych pojęć. Tym niemniej ściśle określenie i przyjęcie pewnych ustalonych wartości tych długości dla poszczególnych zwrotów danego pasa startowego jest możliwe i konieczne ze względów techniczno-eksploatacyjnych.

W niektórych przepisach określenia te brzmią jak następuje:

a) rozporządzalna długość rozbiegu (L_{rr}) oznacza odległość od punktu możliwego rozpoczęcia rozbiegu do najbliższego punktu, znajdującego się w kierunku rozbiegu, począwszy od którego powierzchnia lotniska nie jest zdolna do utrzymywania ciężaru samolotu w normalnych warunkach eksploatacyjnych (rys. 1);

b) rozporządzalna długość startowa (L_{sr}) (to znaczy długość poziomego odcinka, na przestrzeni którego samolot musi osiągnąć wysokość 15 m) oznacza odległość mniejszą z dwu następujących: 1) od punktu na powierzchni lotniska, od którego samolot może rozpocząć rozbieg do najbliższej przeszkody, znajdującej się w kierunku rozbiegu, wystającej ponad powierzchnię lotniska i zagrożącej bezpieczeństwu samolotu (rys. 1c), lub też 2) — odległość półtorakrotnie większą od długości rozbiegu (rys. 1b).

U w a g a : Istnieją jeszcze inne ograniczenia rozporządzalnej długości startowej związane z przeszkodami, znajdującymi się w odległości większej, niż $1,5 L_{rr}$.

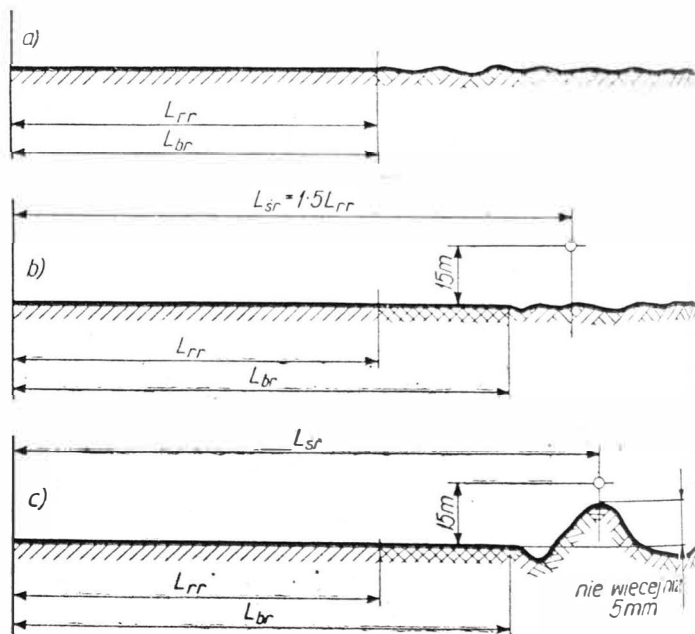
c) rozporządzalna długość bezpieczna (L_{br}) oznacza odległość od punktu na powierzchni lotniska, od którego samolot może rozpocząć rozbieg dla startu — do najbliższego punktu znajdującego się w kierunku rozbiegu, od którego samolot może w warunkach awaryjnych kołować po powierzchni lotniska, aż do stanu spoczynku bez ryzyka wypadku (rys. 1a, b, c) z powodu nierówności lub małej wytrzymałości nawierzchni.

Na rozporządzalną długość bezpieczną składa się długość normalnego pasa startowego (betonki) oraz ewentualnie większy lub mniejszy odcinek podłoża, będącego przedłużeniem pasa startowego. Ten dodatkowy odcinek musi mieć powierzchnię dostatecznie równą i na tyle utwardzoną, ażeby mogła ona przynajmniej jednorazowo wytrzymać naciski hamującego swój rozpęd samolotu.

W przypadku, gdy przedłużenia pasa startowego nie ma (rys. 1a) długość bezpieczna (rozporządzalna) L_{br} jest równa długości rozbiegu (rozporządzalnej) L_{rr} . W innych przypadkach jest od niej większa (rys. 1b, c).

Równocześnie dla każdego typu samolotu znane są niezbędne dla wykonania startu długości rozbiegu, startowej i bezpiecznej (L_{rn} , L_{sn} , L_{bn}).

Długości te obliczane są przez wytwórnictwo samolotu na podstawie danych teoretycznych lub wyników prób w locie, zwykle przy założeniu poziomo położonego suchego



Objaśnienia:

- pas startowy zdolny do ciągłego wytrzymywania nacisków startujących samolotów
- przedłużenie pasa startowego nadające się do wykorzystania dla dobiegu w warunkach awaryjnych
- nierówna i niewytrzymała powierzchnia lotniska
- wymagane położenie samolotu w chwili zakończenia lotu

Rys. 1.

betonowego pasa startowego, bezwietrznej pogody i warunków atmosferycznych, odpowiadających zerowej wysokości według atmosfery wzorcowej (AW).

Dla określonego ciężaru startowego można te niezbędne odległości obliczyć zakładając kolejno różne prędkości V_1 , odpowiadające chwili domniemanego nagłego przerwania pracy jednego z silników wskutek jego awarii.

Tak obliczone niezbędne odległości rozbiegu (L_{rn}), startową (L_{sn}) oraz bezpieczną (L_{bn}), można przedstawić wykreslnie w funkcji V_1 , jak na rys. 2a. Krzywe na tym rysunku odpowiadają pewnemu, jednemu ciężarowi startowemu Q i muszą być obliczone nie tylko z uwzględnieniem specyficznych właściwości samolotu i przepisów startowych, lecz także z uwzględnieniem niezbędnego czasu reakcji pilota od chwili defektu silnika do powzięcia przez pilota decyzji ewentualnego przerwania startu.

Jest rzeczą oczywistą, iż ze wzrostem V_1 (to znaczy im później nastąpi defekt silnika) niezbędna długość startowa (L_{sn}) oraz niezbędna długość rozbiegu (L_{rn}) będą małe, ponieważ odcinek startu, który ma być przebyty przy gorszych osiągnięciach samolotu będzie coraz mniejszy.

Natomiast niezbędna długość bezpieczna (L_{bn}) będzie rosła wraz ze wzrostem V_1 , ponieważ dla zatrzymania samolotu potrzebny będzie większy odcinek drogi w miarę rozpoczynania hamowania rozpędu samolotu przy większej prędkości.

Przy tym odległość bezpieczna jest najbardziej czuła na zmiany prędkości V_1 , ponieważ jeżeli ta prędkość wzrośnie o ΔV_1 , to L_{bn} wzrośnie o odcinek potrzebny dla rozpędzenia samolotu od V_1 do $V_1 + \Delta V_1$ i dla jego następnego hamowania od prędkości $V_1 + \Delta V_1$ do V_1 , podczas gdy przy kontynuowaniu rozbiegu i startu odcinki drogi przebyte przy rozpędzaniu samolotu od V_1 do $V_1 + \Delta V_1$ będą w pełni dla startu wykorzystane. Obliczenia krzywych (rys. 2a) prowadzi się zwykle tylko do prędkości $V_1 = V_2$, gdzie prędkość V_2 oznacza minimalną prędkość,

po osiągnięciu której dopuszczalne jest wznoszenie się samolotu. Z chwilą uzyskania tej prędkości przy rozpędzaniu samolotu, pilot z reguły startu już nie przerywa. Prędkość V_2 jest dla każdego typu samolotu ściśle określona i zależy od jego ciężaru startowego. Do pewnego ciężaru jest ona stała i określona z warunku zachowania możliwości sterowania samolotem w przypadku nagłego uszkodzenia silnika najbardziej krytycznego ze względu na swe położenie. Z dalszym wzrostem startowego ciężaru samolotu prędkość V_2 również zaczyna wzrastać, ponieważ bardziej krytycznym warunkiem dla jej określenia jest w tym zakresie konieczność zabezpieczenia samolotu przed przeciągnięciem (tak zwaną utratą prędkości).

Pary krzywych L_{bn} i L_{sn} oraz L_{bn} i L_{rn} przecinają się, określając tak zwaną długość równoważną lotniska D oraz równoważną długość rozbiegu R . Wspomniane punkty przecięcia charakteryzują się więc tym, że dla nich, przy określonym ciężarze Q i wartości V_1 , niezbędne długości — bezpieczna i startowa — są jednakowe i równe równoważnej długości lotniska, lub jednakowe są niezbędne długości — bezpieczna i rozbiegu — i równe równoważnej długości rozbiegu.

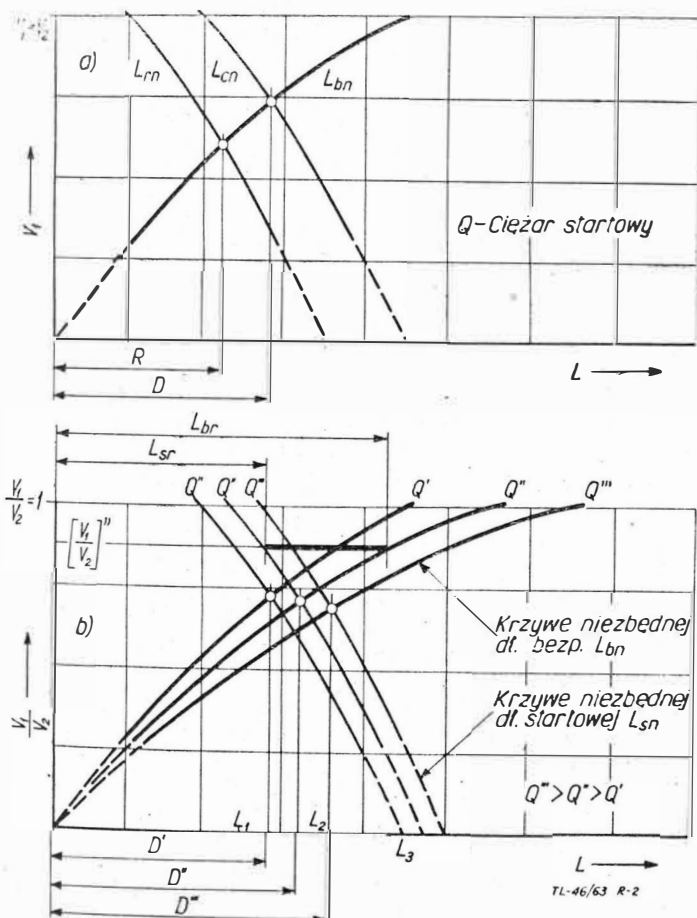
Biorąc pod uwagę najpierw tylko parę krzywych L_{bn} i L_{sn} , łatwo jest zauważyć, że znając dla rozpatrywanego typu samolotu równoważną niezbędną długość lotniska D , której odpowiada określony ciężar Q , można jej przyporządkować szereg par niezbędnych długości bezpiecznej i startowej, odpowiadających tej samej wartości V_1 . Tym samym — odwrotnie, wszystkie te wspomniane pary długości związane jednakową V_1 , mogą być określone jedną wartością D , której odpowiada znany ciężar Q . Na tym — między innymi — polega korzyść stosowania pojęcia równoważnej długości lotniska.

W celu określenia maksymalnego ciężaru startowego danego samolotu na określonym pasie (z uwzględnieniem jego zwrotu) lotniska, w warunkach, dla których obliczone zostały krzywe, jak na rys. 2a, można sporządzić wykres, jak na rys. 2b, na którym naniesione są pary krzywych L_{bn} i L_{sn} , analogicznych do pokazanych na rys. 2a, lecz dla szeregu różnych ciężarów Q' , Q'' , Q''' . Równocześnie modyfikuje się nieco skalę rzędnych, wzdłuż której odkłada się stosunek $\frac{V_1}{V_2}$ zamiast wartości V_1 . Jest to dogodne z tego względu, że — jak wspomniano wyżej — prędkość V_2 zależy na ogół od ciężaru samolotu, toteż dla różnych ciężarów odpowiadająca prędkość $V_1 = V_2$ znajdowałaby się na różnych wysokościach skali rzędnych, podczas gdy wszystkie stosunki $\frac{V_1}{V_2} = 1$ pokrywają się ze sobą.

Na tak sporządzonym wykresie można teraz nanieść rozporządzalną na danym lotnisku bezpieczną długość L_{br} oraz rozporządzalną długość startową L_{sr} .

Jest to pokazane na rys. 2b, gdzie odpowiednie wartości L_{br} i L_{sr} są zaznaczone odpowiednimi pionowymi liniami. Ażeby lotnisko było w pełni wykorzystane przy zachowaniu warunku bezpieczeństwa startu, trzeba tak dobrać ciężar Q , ażeby odpowiednie długości rozporządzalne były równe niezbędnym ($L_{bn} = L_{br}$ oraz $L_{sn} = L_{sr}$) przy tej samej prędkości decyzji V_1 . Dokonać tego można przesuwając w pionie poziomy odcinek zawarty między liniami odpowiadającymi L_{sr} i L_{br} tak długo, aż jego końce natrafią na krzywe L_{sn} i L_{bn} , odpowiadające temu ciężarowi. Takie rozwiązanie zadania pokazane jest na rys. 2b za pomocą odcinka zaznaczonego grubą linią. Z rysunku tego odczytujemy — dla samolotu, dla którego sporządzone są krzywe L_{bn} oraz L_{sn} i na pasie startowym, który ma znane długości L_{br} i L_{sr} — że samolot może startować przy ciężarze $Q = Q''$, przy tym równoważna długość lotniska odpowiadająca ciężarowi Q'' jest D'' , a stosunek prędkości decyzji do prędkości, przy której można rozpocząć wznoszenie (znanej dla ciężaru Q) wynosi $\left(\frac{V_1}{V_2}\right)''$.

To, że jedynie takie rozwiązanie jest prawidłowe, można przekonać się, jeżeli zauważy się (rys. 2b), iż w przypadku decyzji startowania z ciężarem większym niż Q'' , na przykład z odpowiadającym Q''' , gdyby uszkodzenie



Rys. 2.

silnika nastąpiło w granicach wartości $\frac{V_1}{V_2}$ zawartych między odpowiadającymi punktem 1 i 6 na rysunku, na przykład przy $\left(\frac{V_1}{V_2}\right)''$, pilot nie mógłby kontynuować startu, ponieważ $L_{sn} > L_{sr}$, a także nie mógłby go przerwać, ponieważ samolot nie zatrzyma się na rozporządzalnej przestrzeni, gdyż $L_{bn} > L_{br}$. W tych warunkach start byłby niebezpieczny.

Gdyby samolot startował przy ciężarze mniejszym niż Q , na przykład przy Q' , to jego możliwości przewozowe nie byłyby w pełni wykorzystane, gdyż w granicach przedkości decyzji odpowiadających punktom 3 i 4 na wykresie, obydwie rozporządzalne długości lotniska byłyby większe, niż niezbędne dla dokonania bezpiecznego startu.

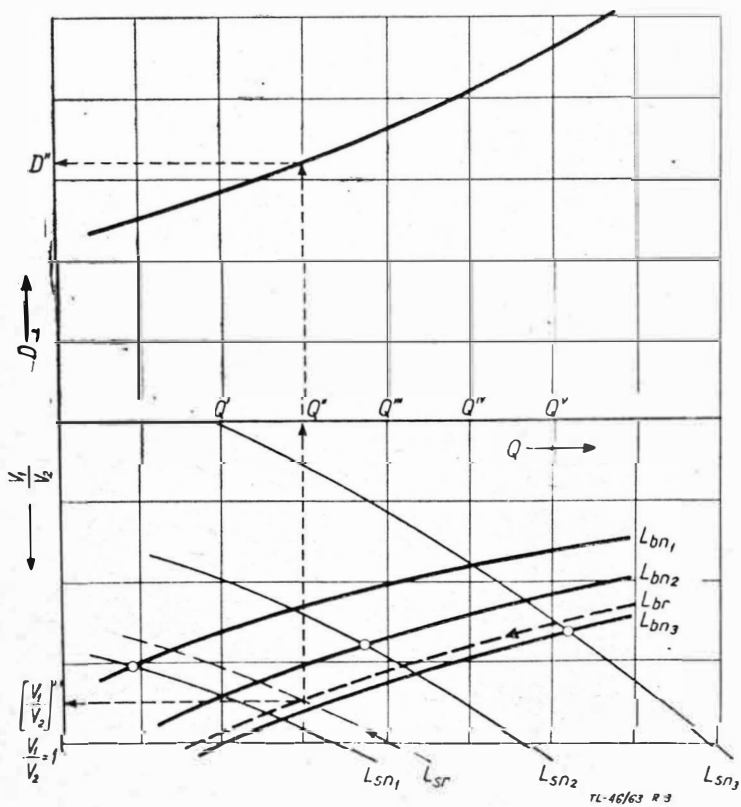
Dla praktycznego korzystania z wykresów w celu określania optymalnych parametrów startu przez personel latający lub też przez eksploatacyjno-techniczną obsługę samolotów, dogodnie jest dotychczasowe wykresy przedstawić w odmiennej postaci, jak to jest pokazane na rys. 3.

Tutaj podana jest zależność $\frac{V_1}{V_2}$ od Q przy stałych długościach startowej i bezpiecznej oraz krzywa wiążąca ciężar z równoważną długością lotniska. Znając rozporządzalną długość startową lotniska L_{sr} oraz rozporządzalną długość bezpieczną L_{br} od razu znajduje się wartości $\frac{V_1}{V_2}$, Q i D związane z punktem przecięcia krzywych, odpowiadających danym długościom. Pokazują to przykładowo linie kreskowe.

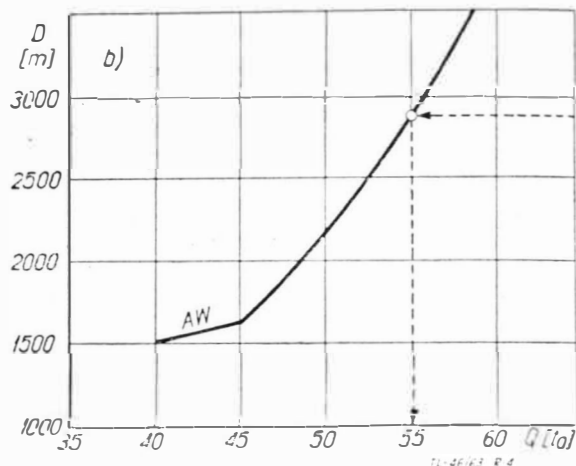
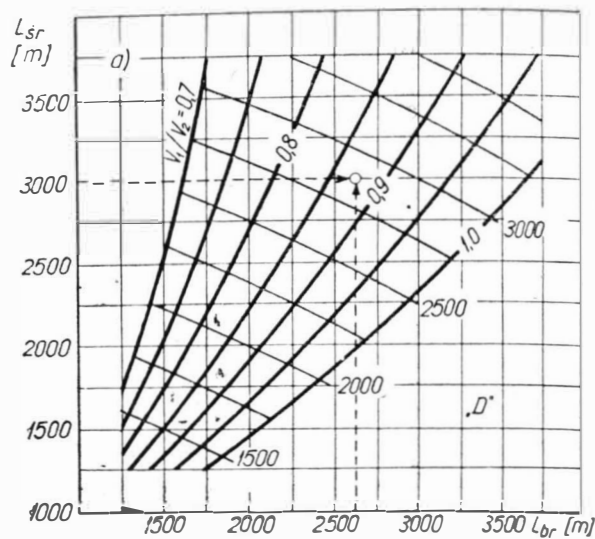
Znaczna liczba towarzystw lotniczych posługuje się analogicznym wykresem, lecz w innym układzie, który na podstawie znanych wielkości L_{br} oraz L_{sr} pozwala określić najpierw poprzez $\frac{V_1}{V_2}$ i D , a następnie z osobnego wykresu ciężar do startu, odpowiadający znalezionej długości równoważnej. Charakter takich wykresów podany jest przykładowo na rys. 4.

Występujące często, jak na rys. 4b, załamanie krzywej wiążącej D z Q związane jest z tym, że — jak wspomniano przy określeniu prędkości V_2 — jest ona stała do pewnego ciężaru, a następnie wzrasta wraz z nim.

Wykresy, jak na rys. 4, są dogodne z tego względu, że można je w łatwy sposób uzupełnić siatkami korygującymi, uwzględniającymi warunki startu odmienne od



Rys. 3



Rys. 4.

przyjętych dla sporządzenia podanych podstawowych wykresów. I tak między skalami L_{br} lub L_{sr} a wykresem (rys. 4b) mogą znajdować się siatki korygujące na pochylenie pasa startowego i wiatr panujący w chwili startu, natomiast rys. 4b można uzupełnić krzywymi pozwalającymi uwzględnić wpływ wysokości położenia lotniska (na prawo od skali D), a obok krzywej, oznaczonej literami AW i odpowiadającej warunkom zerowej wysokości według atmosfery wzorcowej, można podać inne, dla temperatur różniących się od temperatury na zerowej wysokości według AW.

Dotychczas było przyjmowane, iż wyjściowym warunkiem dla określenia parametrów startu jest pełne, równoczesne wykorzystanie bezpiecznej i startowej rozporządzalnej długości lotniska.

W niektórych przypadkach zamiast tej ostatniej, może być bardziej krytyczna rozporządzalna długość rozbiegu. Toteż należy w zupełnie podobny sposób jak poprzednio przeprowadzić analizę i określić parametry startu dla założenia pełnego wykorzystania rozporządzalnej długości bezpiecznej i rozbiegu, wprowadzając zamiast równoważnej długości lotniska — analogiczne pojęcie równoważnej długości rozbiegu (R , rys. 2a).

Z przedstawionego materiału widać, że pojęcie równoważnej długości lotniska i obok niego równoważnej długości rozbiegu jest dogodnym parametrem określającym dla danego samolotu w sposób jednoznaczny przydatność lotniska pod względem możliwości maksymalnego wykorzystania ciężaru startowego rozpatrywanego samolotu, czyli jego udźwigu. Im większa długość równoważna, właściwa dla każdego typu samolotu, tym większe możliwości udźwigu tego samolotu i tym lotnisko jest dla niego lepsze pod względem wymiarów geometrycznych.

Pojęcie równoważnej długości można wykorzystać nie tylko przy eksploatacji samolotów na istniejących lotniskach, lecz również w przypadkach analizy możliwości rozbudowy lotnisk dla celów przyjmowania samolotów określonego typu.

Z frontu walki z hałasem

W 1962 roku w dniach od 6 do 8 grudnia, odbyła się w Warszawie I ogólnokrajowa konferencja w sprawie zwalczania hałasu. W konferencji tej brało udział około 400 osób, w tym wielu akustyków, lekarzy, inżynierów i innych specjalistów ze wszystkich prawie gałęzi przemysłu. Wśród uczestników byli reprezentowani również przedstawiciele lotnictwa (Instytut Lotnictwa, przemysł lotniczy i wojsko). Obrady toczyły się w trzech grupach, w których omawiano sprawy walki z hałasem w budownictwie, przemyśle i w komunikacji. W sekcji hałasów komunikacyjnych wygłoszono dwa referaty dotyczące lotnictwa: „Hałasy lotnicze” oraz „Ustroje dźwiękochłonne i izolacyjne w lotnictwie”. Również w dyskusji wiele uwagi poświęcono lotnictwu, a między innymi sprawie rozchodzenia się dźwięku od strumienia odrzutowego oraz wielkościom natężenia hałasu przy najnowocześniejszych samolotach odrzutowych.

Wiele zgłoszonych wniosków omawiało, bądź zahaczało o problem hałasu w lotnictwie, a wśród nich wniosek mgr inż. Stanisława Lasoty: „Zabronić natychmiast przez odpowiednie władze:

- a) nocnych lotów treningowych samolotów LOT-u nad miastem,
- b) jakichkolwiek przelotów samolotów wojskowych w ciągu całej doby nad miastem,
- c) wykonywania lotów niedzielnych nad Warszawą przez LOT — zwłaszcza nad Parkiem Łazienkowskim w godzinach koncertów szopenowskich,
- d) podchodzenia samolotów pasażerskich do lądowania z rejonu miasta Warszawy,
- e) przelotów samolotów Aeroklubu nad rejonem miasta w ciągu całej doby, oraz wniosek autora artykułu;

1. Zobowiązanie nadrzędnych jednostek (władz) lotnictwa do powołania wspólnej komisji dla opracowania wytycznych do walki z hałasem w lotnictwie, z punktu widzenia uwzględnienia interesów załóg, obsługi naziemnej i pracowników przemysłu lotniczego oraz ludności terenów przylotniskowych.

2. Podanie tej komisji do rozpatrzenia i uwzględnienia następujących postulatów:

- a) utworzenie komórki badawczej przy Instytucie Lotnictwa, zajmującej się stale kontrolą hałasu samolotów już istniejących, jak i nowo powstających (dla informacji: Instytut przeprowadza próby nowych samolotów, ale nie pod względem hałasu),
- b) zorganizowanie z udziałem zainteresowanych zakładów badań lotniczych materiałów akustycznych oraz układów izolacyjnych i tłumiących,

c) przeprowadzenie weryfikacji pod względem hałasu wszelkich maszyn latających i urządzeń lotniczych,

d) sporządzenie obowiązujących norm, dotyczących widm hałasu dla różnych kategorii samolotów, jak też ustalenie w związku z tym warunków przebywania w określonym hałasie pilotów, obsługi naziemnej i innych pracowników lotnictwa oraz ludności obszarów przylotniskowych,

e) wprowadzenie kontrolnych badań audiometrycznych osób pracujących w lotnictwie (w warunkach hałasu) i ustalenie postępowania leczniczego (istnieje uzasadnione podejrzenie, że wielu z nich to półinwalidzi).

f) opracowanie norm hałasu dla dopuszczenia samolotów zagranicznych do lądowania w polskich portach lotniczych. Np. już w tej chwili start samolotu Caravelle powoduje kilkuminutowe przerwanie pracy w biurze konstrukcyjnym, leżącym w odległości 600 m od portu.

g) opracowanie zarządzeń dla ograniczenia nocnych hamowań samolotów oraz używania lotniskowych tłumików hałasu.

h) stworzenie dostatecznych warunków pracy pod względem hałasu dla przyzakładowych biur konstrukcyjnych i laboratoriów przemysłu lotniczego.

i) koordynowanie badań i doświadczeń nad hałasem poszczególnych zakładów i komórek, gromadzenie wyników doświadczeń w zakresie materiałów izolacyjnych oraz konstrukcji izolujących i tłumiących w lotnictwie”.

Owoce konferencji było uchwalenie ogólnych wniosków dla podjęcia społecznej akcji zwalczania hałasu jako współczesnej plagi, grożącej zdrowiu fizycznemu i psychicznemu, wpływającej na obniżenie wydajności pracy oraz na wzrost wypadków w komunikacji. Wśród tych ogólnych wniosków mówiących o wszystkim co uczestnicy widzieli do zrobienia znajdujemy taki wniosek, mówiący wprost o środkach komunikacji:

„Wniosek XIII

Należy wprowadzić obowiązek, aby projekty środków komunikacji lądowej, powietrznej i wodnej obejmowały rozwiązania wynikające z wymagań akustyki, począwszy od projektu wstępnego i były pod tym kątem widzenia opiniowane. Odbiór gotowych wymienionych środków lokomocji winien obejmować również ocenę akustyczną według ustalonych norm”.

Przed przystąpieniem do samych referatów z dziedziny lotnictwa warto zwrócić uwagę na to, że sytuacja w lotnictwie przedstawia się jeszcze gorzej niż w innych gałęziach komunikacji. Hałasy lotnicze reprezentują największe moc akustyczne zarówno w komunikacji jak i przemyśle. Niestety, żadne normy ani kryteria dla lotnictwa nie są przyjęte jako obowiązujące. Walka z hałasem jest prowadzona sporadycznie i bardzo często jedynym konkretnym warunkiem jest warunek jak najmniejszych kosztów i jak najszybszego ukończenia prac.

SPROSTOWANIE

W artykule mgr inż. H. Krajewskiego „Kryteria podobieństwa komór spalania silników raketowych na ciekły środek napędowy” (zesz. 11/63) zauważono następujące błędy, za które zarówno Autora, jak i Czytelników przepraszamy:

str. 294 — równanie ciągłości (prawa szpalta, dół) powinno mieć postać: $\rho \operatorname{div} V + V \operatorname{grad} \rho + \frac{\partial \rho}{\partial t} = 0$

str. 295 — (jedenasty wiersz od góry — lewa szpalta) powinno być: ... dla przepływu ustalonego $\operatorname{div} V = 0$ i $\frac{\partial \rho}{\partial t} = 0$.

Poza tym na str. 294 powinno być (13 wiersz od dołu — prawa szpalta) „zmarły niedawno Teodor von Kármán”.

Patent Polski nr 42555

Klasa 45 k, 4/25

DYSZA ZBIORCZA DO ROZPYLANIA CIECZY

Vyzkumny a zkusebni letecky ustav, Letnany k. Pragi, Czechosłowacja

Twórca: Bohuslav Listen

Patent trwa od dnia 17 stycznia 1958 r.

Opublikowany dnia 23 grudnia 1959 r.

Pierwszeństwo: 26 stycznia 1957 r., Czechosłowacja.

Do rozpylania lub rozpryskiwania owadobójczych preparatów z samolotów w celu zwalczania szkodników upraw rolnych i leśnych stosowano szereg dysz, przez które przetłaczano pod ciśnieniem jednej lub kilku atmosfer preparat w postaci roztworu lub emulsji, przy czym dysze te rozmieszczano na całej rozpiętości skrzydeł samolotu. Sposób ten wykazywał liczne wady: liczba dysz musiała być dostosowana do ilości rozpylanej cieczy, należało więc używać zaworów zwrotnych pomiędzy każdą dyszą i przewodem doprowadzającym w celu zapobiegania ściekaniu cieczy po przerwaniu rozpylania; dysze same były skomplikowane i kosztowne; szerokość powierzchni opryskanej przy ich użyciu była stosunkowo mała.

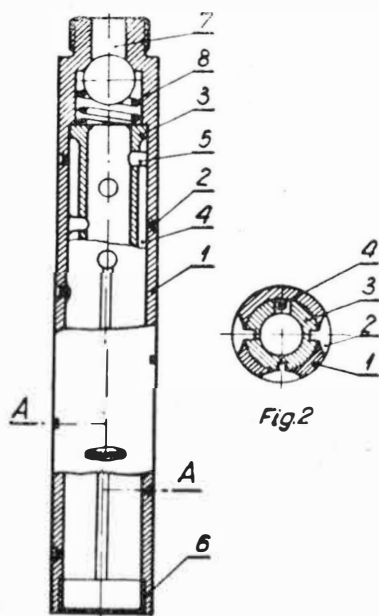


Fig. 1

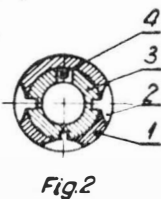


Fig. 2

Dysza zbiorcza do rozpylania cieczy według omawianego patentu wyróżnia się tym, że osiąga się duże uproszczenie i potanie systemu rozpylania przy prostszej obsłudze, ponieważ przy wykorzystaniu wirów, powstających na końcach skrzydeł można uzyskać zwiększenie o 70% powierzchni zraszania przy jednym przelocie samolotu.

Dysza zbiorcza posiada korpus (1) w postaci rurki, zaopatrzonej od strony zewnętrznej w cztery szeregi wyźłobień (2) poprzecznych, które są tak głębokie, że przenikają przez ściankę rurki tworząc poszerzające się na zewnątrz otwory dyszowe. Wyźłobienia te są rozmieszczone równomiernie na obwodzie korpusu (1) w czterech podłużnych szeregach, tworzących linie śrubowe. Osadzony wewnątrz korpusu (1) zbiornik (3) posiada na zewnętrznej stronie cztery podłużne wyźłobienia (4), położone naprzeciwko otworów utworzonych przez wyźłobienia (2), przy czym wyźłobienia (4) wyznaczają w jednym kierunku wymiar tych kwadratowych lub prostokątnych otworów tak, że można je ustalić z dowolną dokładnością. Wyźłobienia podłużne (4) są połączone z wewnętrzną częścią zbiornika (3) otworami (5), które nie mogą znajdować się naprzeciwko otworów utworzonych przez wyźłobienia (2). Korpus (1) i zbiornik (3) są zamknięte korkiem gwintowanym (6). Otwór doprowadzający (7) jest zaopatrzony w zawór zwrotny (8).

Patent Polski nr 43683

Klasa 27 c, 11/08

WIELOSTOPNIOWA SPRĘŻARKA OSIOWA

VEB Entwicklungsbau Pirna, Pirna/Elbe, Niemiecka Republika Demokratyczna

Patent trwa od dnia 27 sierpnia 1958 r.

Opublikowany dnia 10 lutego 1961 r.

Wielostopniowa sprężarka osiowa według omawianego patentu wyróżnia się tym, że pożądany rozkład prędkości na wysokości łopatek osiąga się przez umieszczenie łopatek sprężarki bezpośrednio lub wzdłuż kanału przepływowego, zakrzywiającego się stale w przekroju południkowym. Krzywizna tego kanału powinna być taka, aby siły odśrodkowe przepływu południkowego wywołane przez ten kanał przeciwdziałały siłom odśrodkowym, wytworzonym przez przepływ skrótu. Odpowiednio do zakrzywienia kanału przepływowego można w ten sposób otrzymać dowolne rozkłady prędkości poosiowych. Wynagana średnia krzywizna kanału do wytworzenia pożądanego rozkładu prędkości poosiowych na wysokości łopatek jest zawarta w obszarze określonym przez zależność:

$$R_m = \beta \frac{r_m}{1 + \mu} \cdot \frac{tg^2 \alpha_m}{\cos^2 \gamma_m}, \text{ gdzie oznaczają: } r_m = \frac{r_i + r_a}{2}$$

— średni promień łopatek w odniesieniu do osi sprężarki
 r_i — promień wewnętrzny łopatek w odniesieniu do osi sprężarki, r_a — promień zewnętrzny łopatek w odniesieniu do osi sprężarki, γ_m — średni kąt nachylenia linii prądu w przekroju południkowym kanału przepływowego, α_m — kąt przepływu prędkości bezwzględnej c na promieniu r_m

łopatek w odniesieniu do kierunku obwodu, $\mu = \frac{lg c_u / c_{um}}{lg r r_m}$

— wykładnik rozkładów skrótu, c_u — składowa obwodowa prędkości bezwzględnej c , c_{um} — składowa obwodowa prędkości bezwzględnej c_m na promieniu r_m łopatek, r — dowolny promień pomiędzy r_i i r_a , β — współczynnik wpływu do wywołania określonych rozkładów prędkości poosiowych = 0,25—4,0, przy czym przy stałej prędkości poosiowej ($c_{ax} = c_{const}$) współczynnik $\beta = 1$.

Łopatek (1) sprężarki są umieszczone w kanale przepływowym (2), zakrzywiającym się stale w przekroju południkowym. Średnia średnica kanału przepływowego na początku stale maleje, następnie zaś znowu stale wzrasta bez skoku krzywizny. W ten sposób uzyskuje się korzystny kompromis pomiędzy dostatecznie dużymi wysokościami łopatek i odpowiednio dużymi wysokościami tłoczenia. Siły odśrodkowe F_1 przepływu strumieniowego są skierowane ku osi sprężarki, wskutek czego siły odśrodkowe F_2 przepływu południkowego, wytworzone przez zakrzywiony kanał przepływowy (2), przeciwdziałają siłom odśrodkowym F_1 wytworzonym przez przepływ skrótu, a łopatek (1) są całkowicie odciążone.

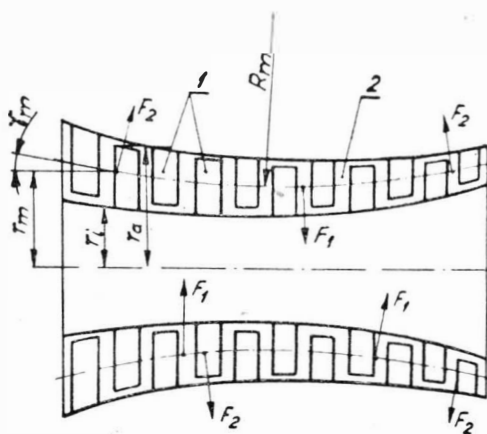


Fig. 1

Rozwiązanie według patentu nadaje się w szczególności do śmigłowo-turbinowych napędów lotniczych i sprężarek stałych turbin gazowych, może być jednak stosowane do każdej sprężarki.

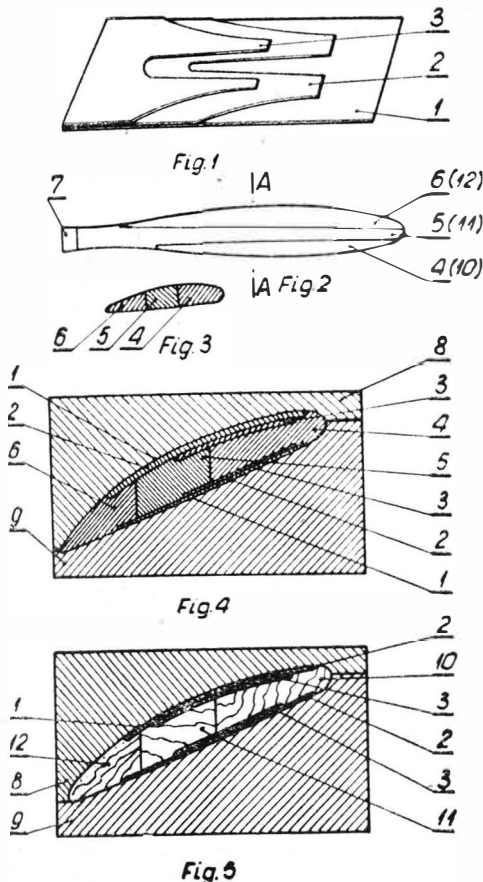
LEKKA ŁOPATKA ŚMIGŁA LOTNICZEGO

Mgr inż. Stefan Danielewicz, Warszawa, Polska

Patent trwa od dnia 7 października 1959 r.

Opublikowany dnia 15 grudnia 1960 r.

Znane śmigła lotnicze konstrukcji metalowej są dość ciężkie i narażone na szkodliwe działanie drgań, które mogą powodować urywanie się łopat, przy czym technologia ich wytwarzania jest kosztowna i trudna.



Lekkie śmigło lotnicze według omawianego patentu jest wykonane z cienkich blach metalowych, odpowiednio usztywnionych przeciwko drganiom. Łopata jest wykonana z kilku cienkich blach zespawanych, sklejonych lub znitowanych w jedną całość, stanowiącą płaszczyznę zewnętrzną. Wewnątrz łopata taka jest usztywniona przyklejoną wkładką wykonaną z drewna mającego znacznie niższą częstotliwość drgań od blach metalowych, przy czym technologia wykonania jest bardzo łatwa ze względu na stosowanie cienkich blach.

Na fig. 1 pokazano kilka złożonych razem wycinków (1), (2), (3) blach metalowych, mających odpowiednie kształty i wymiary zarówno grubości, jak szerokości i długości, z których wytłacza się płaszczyznę łopaty śmigła po podgrzaniu do odpowiedniej temperatury. Tak przygotowane blachy owijają się następnie na pomocniczej wkładce metalowej, składającej się z trzech części składowych (4), (5) i (6), pokazanej na fig. 2 i posiadającej przekrój uwidoczniony na fig. 3. Trwały, ostateczny kształt uzyskuje się przez tłoczenie za pomocą specjalnych dokładnie wykonanych matryc (8) i (9), przedstawionych na fig. 4 i 5, po czym krawędzie blach zlutowuje się lub spawa. W pusty, tak utworzony płaszczyznę łopaty śmigła wkłada się wkładki usztywniające (10), (11) i (12), posiadające te same kształty i wymiary, jak wkładki pomocnicze, pokazane na fig. 2 i 3, przy czym najpierw wsuwa się wkładkę (10), następnie wkładkę (11) i wreszcie wkładkę środkową (12), rozpierającą poprzednie i dociskającą je do blach (1), (2) i (3).

UKŁAD HAMULCOWY DO SAMOLOTÓW, ZWŁASZCZA DO SAMOLOTÓW LEKKICH I SZYBOWCÓW

VEB Apparatebau Lommatzsch, Lommatzsch, Niemiecka Republika Demokratyczna

Twórca: Hans Wegerich

Patent trwa od dnia 3 lutego 1959 r.

Opublikowany dnia 20 grudnia 1960 r.

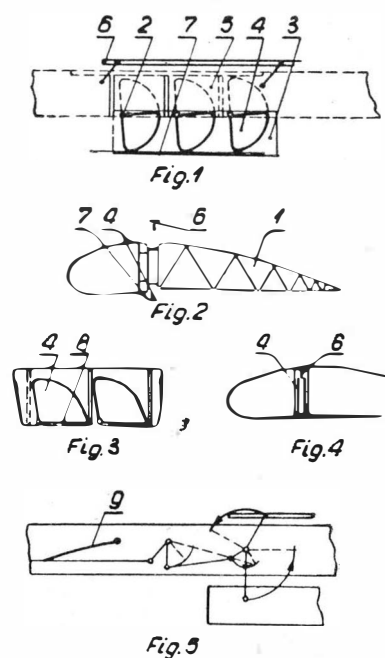
Pierwszeństwo: 9 października 1958 r., Niemiecka Republika Demokratyczna

Znane dotychczas hamulce aerodynamiczne wywołują znaczne zmiany połużnego momentu samolotu tak, że konieczne jest wyważenie przy użyciu kłapek wyważających lub sterów pomocniczych, co dyskwalifikuje stosowanie takich hamulców do szybowców, ponieważ pilot zaabsorbowany przeprowadzaniem manewru lądowania nie może dokonywać dodatkowych czynności wyważania. Ponadto, znane hamulce aerodynamiczne wymagają zastosowania przerw w wiązaniach żeberkowych w ich zasięgu tak, że konstrukcja skrzydła staje się bardziej skomplikowana i znacznie cięższa.

Układ hamulców aerodynamicznych według omawianego patentu usuwa wskazane powyżej trudności. Hamulce te są podzielone na poszczególne wycinki, najlepiej wzajemnie zamienne ze sobą, umieszczone od spodu skrzydła i wysuwane z obrysu ku dołowi, jednocześnie sprężnięte wąskimi listwami zakłócającymi, umieszczonymi u góry skrzydła i wysuwanymi z obrysu ku górze. Na rysunku przedstawiono kilka przykładów wykonania.

W skrzydle (1) na dźwigarze (2) są umocowane przegubowo wycinki (4) powierzchni hamulcowej (3), wpuszczone w przedziały (5) pomiędzy żeberkami, przy czym poszczególne wycinki posiadają jednakową wielkość i są wzajemnie zamienne. Nad skrzydłem, w zasięgu powierzchni hamulcowej, jest umieszczona listwa zakłócająca (6). Stosunek wielkości czynnych powierzchni hamulcowej (3) i listwy zakłócającej (6) wynosi od 4 : 1 do 10 : 1. Poszczególne wycinki (4) są połączone ze sobą wspólną szyną rozporową (7) tak wykonaną, że służy ona zarówno do przenoszenia ruchu sterowania na wszystkie wycinki, jak i do zasłonięcia otworów w skrzydle.

W odmianie według fig. 3 wycinki (4) posiadają każdy na sobie krótkie zasłony (8) do przykrywania otworu w skrzydle, sterowanie zaś odbywa się w inny sposób za pomocą drążka łączącego poszczególne wycinki. W rozwiązaniu według fig. 4 wycinki (4) posiadają kształt komór, listwa zakłócająca zaś w stanie wsuniętym wnika w te komory.



W celu uniknięcia dodatkowych sił do uruchomienia, które pogarszają wyczucie, sterowanie hamulców aerodynamicznych i listew zakłócających jest zaopatrzone w sprężyny lub cięgna gumowe (9).

URZĄDZENIE NAPĘDOWE I HAMULCOWE DO KOŁ PODWOZIA SAMOLOTU

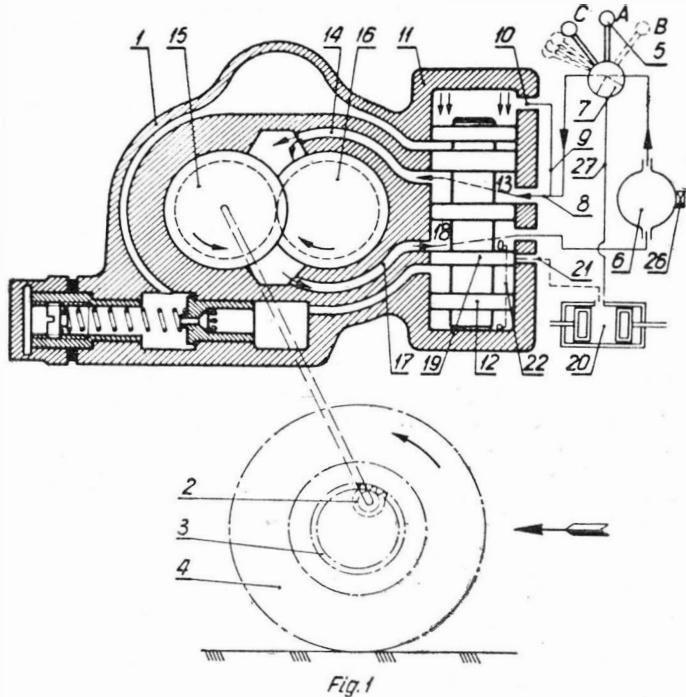
VEB Industrierwerke Karl-Marx-Stadt, Karl-Marx-Stadt, Niemiecka Republika Demokratyczna

Twórca: Walter Freund

Patent trwa od dnia 23 marca 1959 r.

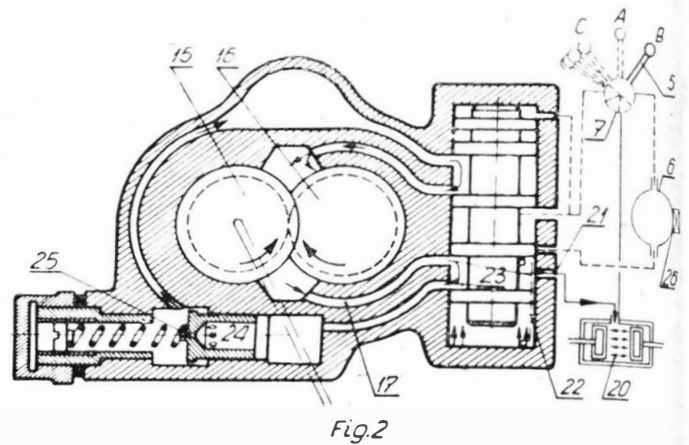
Opublikowany dnia 28 grudnia 1960 r.

Istnieją liczne rozwiązania, mające na celu zapewnienie zarówno hamowania, jak i napędzania kół tocznych podwozia samolotów. Podczas chowania podwozia jest nieodzowne unieruchomienie kręcącego się koła, które następnie musi być odblokowane. Podczas lądowania samo-



Znane rozwiązania wykazują wiele wad, których unika rozwiązanie według omawianego patentu.

Urządzenie napędowe i hamulcowe do kół podwozia samolotu według omawianego patentu wyróżnia się tym, że pompa zębata (1), osadzona bezpośrednio na hamulcowym lub tarczowym koła, jest sprzężona przez koła



zębate (2) z uzębieniem wewnętrznym (3) koła tocznego (4). Pompa ta jest połączona przez rozrządczy element hydrauliczny (7) nastawiany ręczną dźwignią (5) z hydrogeneratorem (6) i z urządzeniem hamulcowym (20), działającym na koło. W położeniu A dźwigni (5) hydrogenerator (6) stanowi urządzenie napędowe dla pompy (1) i tym samym dla koła (4). W położeniu B tej dźwigni pompa (1) stanowi generator ciśnienia dla urządzenia hamulcowego (20). W położeniu C dźwigni (5) hydrogenerator (6) stanowi generator ciśnienia dla urządzenia hamulcowego (20). Przed przyziemieniem, przy położeniu A dźwigni (5) ciecz pod ciśnieniem przedostaje się z hydrogeneratora (6) otworem (8), poprzez przewód (9) i otwór (10) w kadłubie (11) i działa na tłok (12) suwaka tłokowego, utrzymując go w położeniu pokazanym na fig. 1. Ciecz oddziałuje poprzez komorę pierścieniową (13) i kanał (14) na koła zębate (15) i (16) pompy (1) powodując jej zadziałanie i tym samym napędzanie koła (4). Ciecz z pompy dochodzi kanałem (17) i komorą pierścieniową (18) do hydrogeneratora (6). Tłok (12) swym kołnierzem (19) zamyka otwór (21), prowadzący do urządzenia hamulcowego (20). Przy zetknięciu kół tocznych z ziemią, sprzężona z kołem pompa (1) powoduje przepływ cieczy poprzez kanał (17) komorę pierścieniową (18) i przewód (22) oraz przesunięcie tłoka (12) w położenie pokazane na fig. 2. Ciecz poprzez otwór (21) oddziałuje na urządzenie hamulcowe (20). Utrzymanie ciśnienia hamowania zapewnia zawór bezpieczeństwa (24) odprowadzający otworem (25) i poprzez kanał (14) ciecz do komory ssącej pompy (1).

S. M.

lotu, koła nieruchome przy przyziemianiu najpierw zaczynają się ślizgać powodując znaczne ścieranie opon, po czym zaczynają się toczyć. Koła takie trzeba więc napędzać przed przyziemieniem tak, aby kręcąc się stykały się z podłożem pasa startowego.

NOWOŚCI TECHNICZNE

PROJEKTY SAMOLOTÓW PASAŻERSKICH WYTWÓRNI FOCKE-WULF

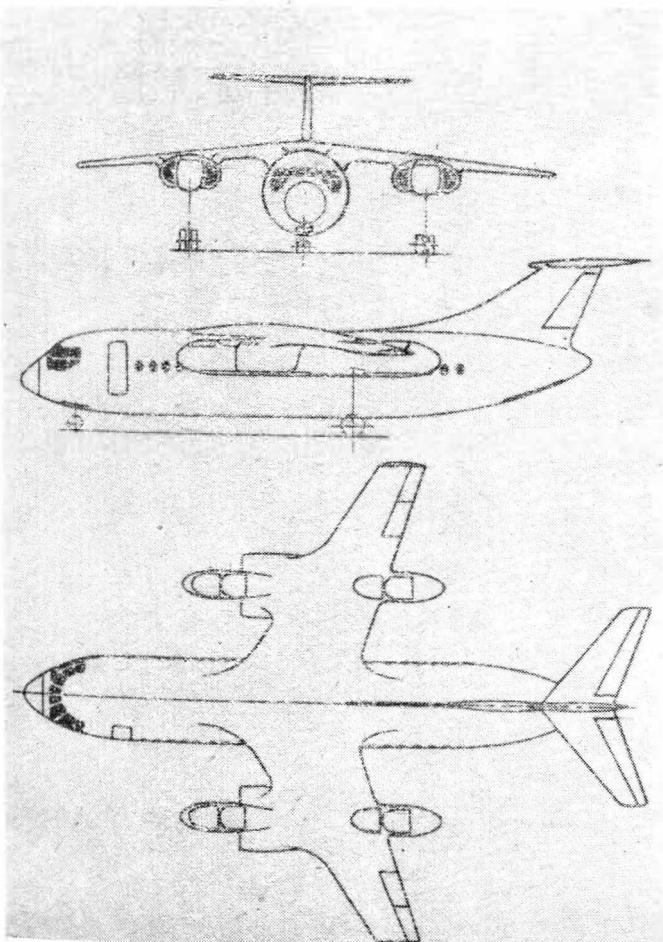
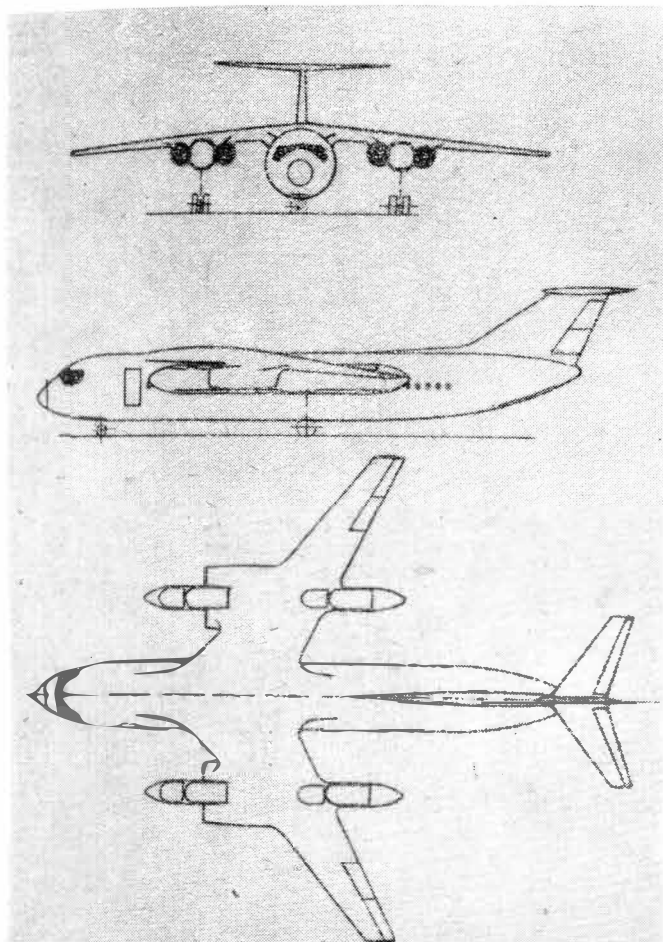
Wytwórnia Focke-Wulf (NRF) od dłuższego czasu pracuje nad projektami wojskowych samolotów transportowych pionowego startu i lądowania. Uzyskane dzięki temu doświadczenia wytwórnia zamierza wykorzystać w dziedzinie samolotów pasażerskich małego i średniego zasięgu. W odróżnieniu od wcześniejszych projektów silniki nośne i przelotowe tych samolotów mają być zabudowane we wspólnej gondoli, dzięki czemu ulegną zmniejszeniu opory szkodliwe. Silniki przelotowe będą zaopatrzone w przestawialne dysze wylotowe, umożliwiające wykorzystanie ciągu tych silników jako siły nośnej w czasie pionowego startu i lądowania. Zabudowa silników nośnych nie zwiększy ciężaru całkowitego samolotów dzięki możliwości zaprojektowania skrzydeł wyłącznie do warunków przelotowych — bez klap i innych urządzeń zwiększających siłę

nośną — oraz możliwości znacznego zmniejszenia rezerwy paliwa.

Opracowane i pokazane na ostatniej wystawie paryskiej dwa projekty — samolot średniego zasięgu FW 260 i samolot małego zasięgu FW 300 — różnią się w zasadzie tylko wielkością. Skośne skrzydła mają konstrukcję kesonową z trzema dźwigarami i integralne zbiorniki paliwa. Kadłuby są cylindryczne z kabinami pilotów tak oszklonymi, aby zapewnić maksymalną widoczność w czasie startu i lądowania. Wejście dla pasażerów znajduje się pod ogonową częścią kadłuba. Zwrócono baczną uwagę na poprawne pod względem aerodynamicznym opracowanie przejść między skrzydłem a kadłubem i gondolami silnikowymi. Jako silniki przelotowe samolotu FW 260 mają być zastosowane silniki dwuprzepływowe będące zmniejszoną wersją silnika Bristol Siddeley BS.53 „Pegasus” natomiast samolot FW 300 będzie napędzany prawdopodobnie silnikami Rolls-Royce RB.153.

Dane samolotów

	FW 260	FW 300
Ciąg silników przelotowych	4 × 4150 kG	4 × 2050 kG
Ciąg silników nośnych	12 × 3630 kG	8 × 2250 kG
Długość	30,55 m	22,0 m

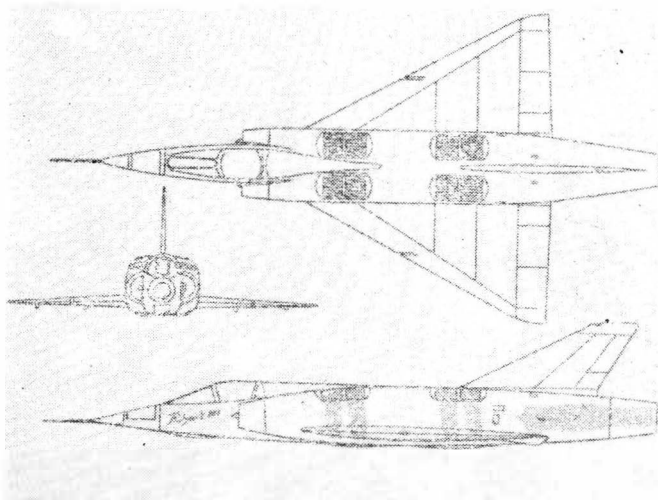


Rozpiętość	24,30 m	16,60 m
Wysokość	7,30 m	6,0 m
Powierzchnia skrzydła	89 m ²	47,7 m ²
Wydłużenie skrzydła	6,63	5,76
Skos krawędzi natarcia	39°	33°
Ciężar własny	24 375 kG	12 385 kG
Największy ciężar paliwa	16 500 kG	6 245 kG
Ciężar całkowity	45 000 kG	20 000 kG
Największa prędkość przelotowa	Ma = 0,77	Ma = 0,84
Zasięg z 98 i 58 pasażerami	1700 km	370 km
z 85 i 48 pasażerami	2150 km	850 km

W. K.

PRÓBY W LOCIE SAMOLOTU „BALZAC” 001

W marcu 1963 roku przeprowadzono pierwszą próbę przejścia z lotu pionowego w poziomy doświadczalnego samolotu Marcel Dassault „Balzac” 001. Samolot ten jest w pewnym stopniu prototypem taktycznego samolotu pionowego startu Marcel Dassault „Mirage” 3V.

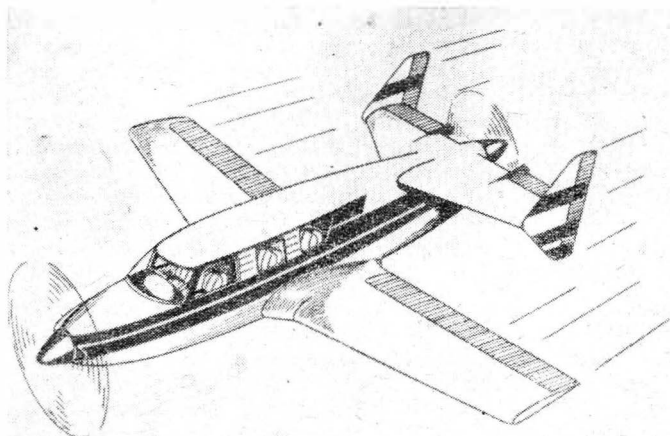


Samolot „Balzac” jest napędzany silnikiem Bristol Siddeley „Orpheus” 803 o ciągu 2200 kG i ośmioma silnikami nośnymi Rolls-Royce RB.108 o ciągu 1000 kG. Ciężar całkowity samolotu wynosi 7000 kG. Jego zadanie polega przede wszystkim na wypróbowaniu układu napędowego, badaniach stateczności w zawisie i w przejściowych stanach lotu, określeniu własności samolotu w warunkach lotu z małą prędkością i wypróbowaniu elementów wyposażenia, które w udoskonalonej postaci zostaną zastosowane w samolocie „Mirage” 3V.

W. K.

SAMOLOTY TURYSTYCZNE Z SILNIKAMI W UKŁADZIE TANDEM

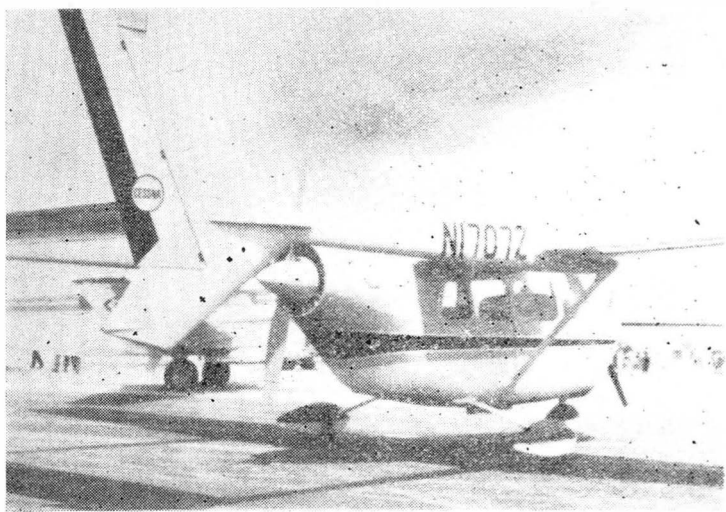
Zastosowana przed II wojną światową na wodnosamolocie Dornier Do 26 i na myśliwskim samolocie Fokker zabudowa silników w układzie tandem, tj. we wspólnej osi, zaczyna obecnie przeżywać renesans. Na ostatniej pa-



ryskiej wystawie lotniczej pokazano dwa samoloty turystyczne o takim układzie: francuski GAP Matra-Moynet M360 „Jupiter” i amerykański Cessna 336 „Skymaster”.

Matra — Moynet „Jupiter” jest pięciomiejscowym dolnopłatem z dwoma silnikami tłokowymi Lycoming (z wtryskiem paliwa) o mocy 200 lub 250 KM, zbudowanymi z przodu i z tyłu kadłuba i zaopatrzonymi w śmigła Hartzel o przestawialnym skoku. Usterzenie kierunkowe jest podwójne, a ster wysokości dzielony z podcięciami na śmigło. Trójkątowe podwozie jest chowane. Nie pracujące części oraz inne elementy są wykonane z tworzyw sztucznych. Przy 75% mocy silników na wysokości 2300 m samolot osiąga prędkość 328 km/h; długość startu nad przeszkodą 15 m wynosi 496 m. Wyposażenie samolotu pozwala na loty nocne i w warunkach złej widzialności. W oparciu o samolot „Jupiter” mają być budowane samoloty o napędzie mieszanym — śmigłowym i odrzutowym.

Sześciomiejscowy samolot Cessna „Skymaster” różni się od samolotu francuskiego przede wszystkim podwójnym kadłubem. Jest poza tym górnopłatem i ma stałe podwozie. Napęd stanowią sześciocylindrowe silniki Continental o mocy 210 KM z przestawialnymi śmigłami. Tylny silnik jest chłodzony za pomocą dmuchawy o przestawialnych łopatkach, dzięki czemu temperatura cylindrów tego silnika jest tylko o 7°C wyższa od temperatury przedniego silnika. Cena samolotu wynosi 39 950 dolarów.



W porównaniu z dwusilnikowymi samolotami w konwencjonalnym układzie opisany układ ma następujące zalety: 1) mniejsze opory szkodliwe — odpowiadają one samolotowi jednosilnikowemu; 2) dzięki korzystniejszym warunkom opływu skrzydło zapewnia większą siłę nośną; 3) śmigło pchające ma większą sprawność; 4) istnieje możliwość wyłączenia jednego z silników, co zwiększa ekonomię przelotu lub zasięg; 5) uszkodzenie silnika nie zmienia warunków wyważenia samolotu.

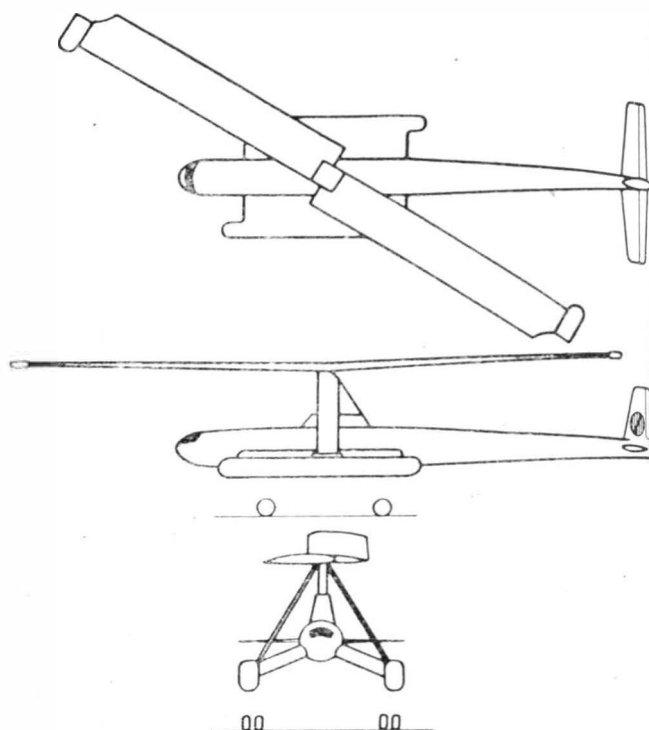
W. K.

SAMOLOT PRZEMIENNY HILLER

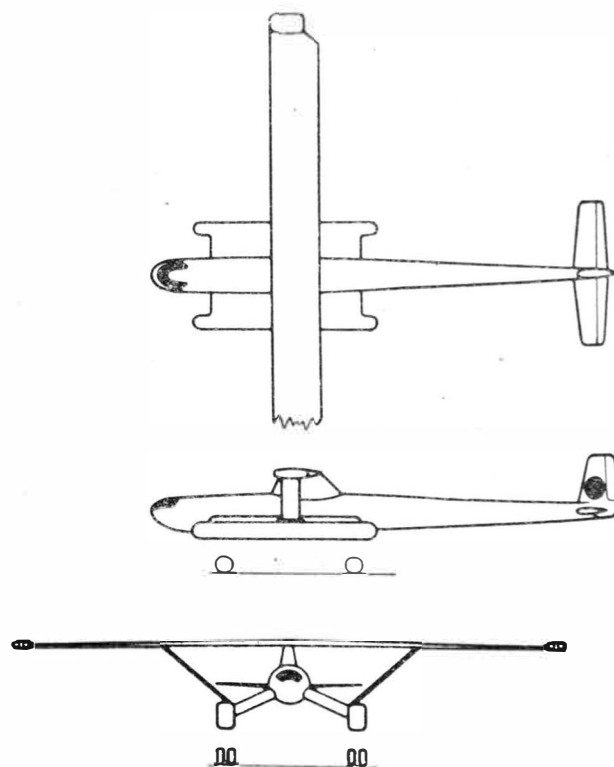
W budowie pierwszych śmigłowców stosowano w celu zwiększenia udźwigu małe prędkości końców łopat oraz małe obciążenie i małe wypełnienie wirnika — ostatnie dwa czynniki dają w wyniku wąskie łopaty. Bardzo dobre w zawisie starsze śmigłowce miały nieodpowiednie charakterystyki lotu poziomego i charakterystyki wysokościowe. W związku z tym zaczęto stosować większe cięciwy łopat i większe prędkości ich końców, co pozwoliło na zwiększenie prędkości lotu bez występowania intensywnych drgań łopat. Obecnie istnieją tendencje dalszego zwiększania cięciwy, co jest spowodowane wzrostem mocy napędu i prędkości lotu. W bardzo dużych śmigłowcach optymalne powierzchnie łopat zbliżają się do powierzchni skrzydeł samolotów, a ich wydłużenie nie jest dużo mniejsze od wydłużenia skrzydła np. samolotu Hurel-DuBois H. D. 32.

Powyższe tendencje w budowie śmigłowców skłoniły wytwórcę Hiller Aircraft Co. do zaprojektowania śmigłowca, który może być szybko i łatwo przerobiony na zwykły samolot ze stałymi skrzydłami. Łopaty wirnika, z umieszczonymi na ich końcach turbinowymi silnikami odrzutowymi, ustawia się wówczas krawędziami natarcia do przodu w po-

łożeniu poprzecznym do podłużnej osi samolotu. Czynność tę przeprowadza się na ziemi w przypadku konieczności dokonania przelotu na długiej trasie. Przemiany śmigłowca w samolot nie można przeprowadzać w powietrzu, nie jest to więc samolot przemienny w ścisłym tego słowa znaczeniu. Dzięki napędowi wirnika umieszczonym na końcach



jego łopat silnikami odrzutowymi nie ma potrzeby stosowania śmigła ogonowego, pochłaniającego około 15% mocy napędu. Wystarcza jedynie mały wentylator zabudowany w stateczniku pionowym i służący do sterowania położeniem śmigłowca względem osi pionowej — głównie w czasie z wisu przy poprzecznym wietrze. Moc potrzebna do napędzenia wentylatora jest bardzo mała, w związku z czym może być napędzany pomocniczym urządzeniem pneumatycznym lub hydraulicznym. W układzie samolotu wentylator ogonowy jest używany w przypadku uszkodzenia jednego z silników w czasie startu lub lądowania. W razie uszkodzenia silnika w czasie lotu do zapewnienia stateczności kierunkowej wy-



starczy ster kierunkowy, wobec czego wentylator może być zakryty żaluzjami.

Projektanci samolotu przypuszczają, że znajdzie on zastosowanie przede wszystkim w krajach o słabo rozwiniętej sieci drogowej i kolejowej oraz pozbawionych odpowiedniej ilości większych lotnisk.

Dane dla układu śmigłowca

Ciężar całkowity	27 000 kG
Średnica wirnika	37 m
Powierzchnia wirnika	1050 m ²
Wypełnienie wirnika	0,09

Dane dla układu samolotu

Ciężar całkowity	33 000 kG
Rozpiętość skrzydła	37 m
Powierzchnia skrzydła	96 m ²
Wydłużenie skrzydła	14,1

W. K.

JEDNOOSOBOWY ŚMIGŁOWIEC DORNIER DO 32

W wytwórni Dornier zbudowano i oblatano jednoosobowy śmigłowiec Do 32. Na śmigłowcu tym zastosowano ciśnieniowy napęd wirnika: turbinowy silnik BMW 5012 o mocy 90 KM napędza sprężarkę, która tłoczy powietrze do dwóch dysz umieszczonych na końcach łopatek wirnika. Napęd ciśnieniowy zmniejsza koszty budowy i ciężar śmigłowca, ułatwia obsługę oraz zwiększa pewność pracy wirnika i bezpieczeństwo w czasie autorotacji. Sprężone po-



wietrze służy dodatkowo do wyważenia siły sterowania wirnikiem, automatycznego przestawiania łopatek na autorotację i do odladzania łopatek. Przestawiany pedałem ster kierunku znajduje się w strumieniu wylotowym silnika, co umożliwia sterowanie kierunkowe w zawisie. Śmigłowiec w stanie złożonym może być przewożony na małej przyczepie, ciągniętej przez samochód osobowy typu Volkswagen.

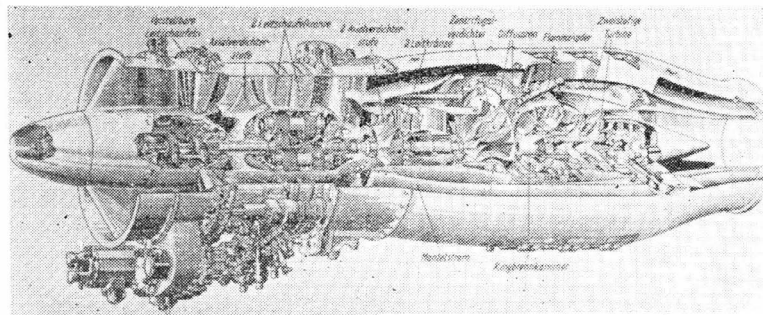
Dane śmigłowca

Długość	3,2 m
Średnica wirnika	7,5 m
Obciążenie powierzchni wirnika	6,1 kG/m ²
Ciężar własny	147 kG
Ciężar całkowity	270 kG
Prędkość maksymalna	120 km/h
Prędkość wznoszenia przy 60 km/h	4 m/sek
Pułap	6000 m
Zasięg przy prędkości 100 km/h	90 km
Czas trwania lotu	50 min

W. K.

DWUPRZEPLYWOWY SILNIK TURBOMECA „AUBISQUE”

Ostatnio podano szczegóły konstrukcyjne nowego francuskiego silnika dwuprzepływowego Turbomeca „Aubisque” o ciągu 700 kG. Jego konstrukcja jest oparta na konstrukcji turbinowego silnika śmigłowego „Bastan”, z tą różnicą, że zamiast śmigła zastosowano jednostopniowy wentylator. Strumień zewnętrzny jest prowadzony kanałem obejmującym całą długość silnika i opuszcza silnik oddzielną dyszą wylotową. Stosunek wydatku powietrza zewnętrznego do wewnętrznego wynosi 2 : 1, spręż ogólny 6,7 : 1, jednostkowe zużycie paliwa poniżej 0,6 kG/kGh. Na stosunkowo niski spręż ogólny zdecydowano się w celu uniknięcia trudności przy rozruchu i przyspieszaniu silnika oraz ze względu na możliwość zastosowania tylko dwustopniowej turbiny — bez obniżenia jej sprawności — co korzystnie odbija się na ciężarze i cenie silnika.



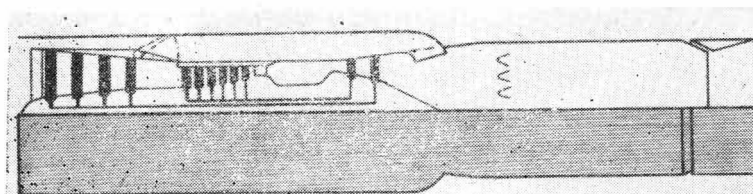
Wentylator, z przestawialnymi łopatkami wieńca wlotowego, jest napędzany za pośrednictwem przekładni obiegowej (planetarnej) z prędkością obrotową 14 000 obr/min (prędkość obrotowa sprężarki 32 500 obr/min). Przy maksymalnym otwarciu łopatek wlotowych wydatek wentylatora wynosi 22 kG/sek, a spręż — 1,5 : 1. W celu zapobiegania oblodzeniu łopatki wlotowe są ogrzewane powietrzem ze sprężarki. Za wentylatorem znajdują się dwa wieńce łopatek prostujących, za którymi następuje podział strumienia powietrza. Sprężarka składa się z przydźwiewkowego stopnia osiowego i ze stopnia odśrodkowego. Wtrysk paliwa odbywa się — podobnie jak we wszystkich silnikach firmy Turbomeca — przez otwory wału pod działaniem siły odśrodkowej.

Warto jeszcze wyjaśnić, dlaczego zastosowano przestawialne łopatki wieńca wlotowego. Chodziło mianowicie o umożliwienie zmian ciągu silnika przy stałej prędkości obrotowej oraz o ułatwienie startu — wzrost ciągu dzięki podwyższeniu temperatury przed turbiną — a przede wszystkim lądowania; w przypadku konieczności przestartowania nie ma potrzeby przyspieszania silnika. Przestawienie łopatki wlotowej są również korzystne ze względu na rozruch i przyspieszenie silnika.

W. K.

PROJEKT SILNIKA DWUPRZEPLYWOWEGO DO SAMOLOTÓW O PRĘDKOŚCI MA = 4,5

Poniższy rysunek przedstawia schemat dwuprzepływowego silnika Rolls-Royce RB. 163 „Spey” połączonego w integralną całość z silnikiem strumieniowym. Osiągnięto to przez umieszczenie za komorą mieszania strumienia wewnętrznego z zewnętrznym dopalacza oraz wokół sprężarki niskiego ciśnienia dodatkowego kanału wlotowego. W czasie lotu z mniejszymi prędkościami kanał dodatkowy jest zamknięty klapami, które znajdują się między sprężarką niskiego ciśnienia a sprężarką wysokiego ciśnienia. Silnik pracuje wówczas tak, jak zwykły silnik dwuprzepływowy z dopalaniem. Przy prędkościach przekraczających $Ma = 3$ przestawialne łopatki wlotowe sprężarki niskiego ciśnienia zamykają wlot powietrza do silnika tur-



binowego, zostaje natomiast otwarty wlot dodatkowy, który doprowadza powietrze bezpośrednio do dopalacza; równocześnie zostaje odcięty dopływ paliwa do głównej komory spalania. W tych warunkach dopalacz spełnia rolę silnika strumieniowego. Silnik turbinowy nie musi być wyłączany całkowicie, gdyż część jego mocy można wykorzystywać do napędu pomocniczych urządzeń samolotu.

W. K.

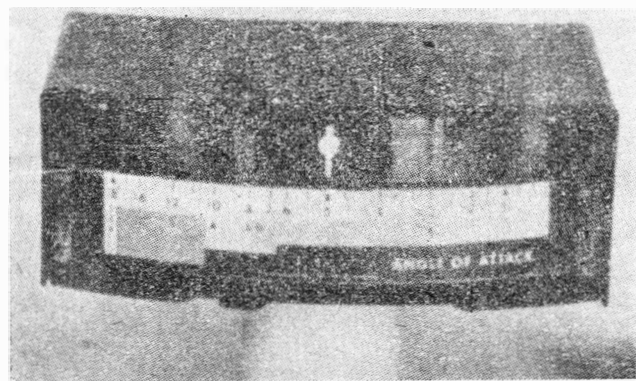
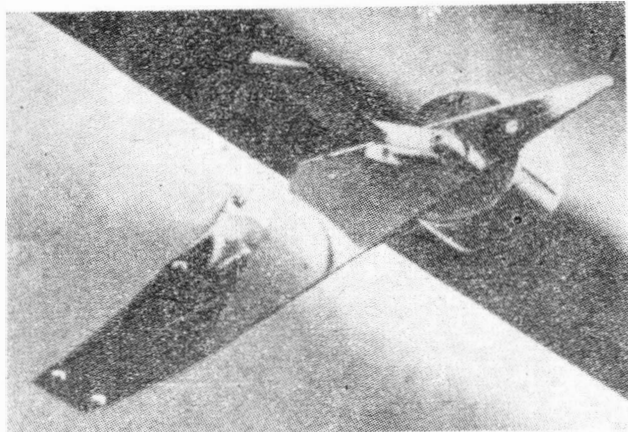
PROJEKT FRANCUSKIEGO SATELITY SYNCHRONICZNEGO

Wytwórnia SNECMA — znana z budowy turbinowych silników odrzutowych — pokazała na paryskiej wystawie lotniczej model synchronicznego (stacjonarnego) sztucznego satelity „Genevieve” przeznaczony do przekazywania programów telewizyjnych. Do wytwarzania energii elektrycznej ma służyć mały reaktor atomowy o mocy 100 kW.

W. K.

WSKAŹNIK KĄTA NATARCIA SAMOLOTU

Jednym z najważniejszych przyrządów pokładowych, które zgodnie z amerykańskimi przepisami FAA powinny być stosowane na samolotach odrzutowych i które zaleca się również na lekkich samolotach, jest wskaźnik kąta natarcia, podający pilotowi najkorzystniejsze kąty natarcia



w różnych stanach lotu. Jeden z pierwszych wskaźników kąta natarcia przeznaczonych do samolotów wszystkich typów zbudowała wytwórnia Monitair Corp. Na poziomej skali wskaźnika są podane w różnych kolorach zakresy najkorzystniejszych kątów natarcia dla warunków największego zasięgu, dla warunków podchodzenia do lądowania i dla warunków wznoszenia.

W. K.

ANGIELSKIE STOPY TYTANU

W wyniku intensywnej dziesięcioletniej pracy badawczej angielska firma Imperial Metal Industries (I. M. I.) rozwinęła dziewięć rodzajów stopów tytanu. Są to mianowicie:

314A i 314C — stopy o wysokiej i średniej wytrzymałości Al i Mn. Odnaczają się dużą ciągliwością, mogą być kute w temperaturze 700–900 °C;

317 — stop o średniej wytrzymałości, z zawartością Al i Sn, zachowujący dobre własności w temperaturze do

400–500 °C. Daje się kuć w temperaturze 900–1000 °C. Spójny uzyskane w wyniku spawania lub zgrzewania wykazują dużą ciągliwość;

318A — stop z zawartością Al i V, mający dużą wytrzymałość w temperaturze pokojowej i lekko podwyższonej. Przez obróbkę cieplną można osiągnąć zależnie od potrzeb albo dużą wytrzymałość na rozerwanie w temperaturze pokojowej, albo dużą odporność na pełzanie w temperaturze 300–400 °C;

230 — stop o średniej wytrzymałości, z zawartością 2% Cu. Łączy w sobie dużą ciągliwość, łatwość kształtowania i spawania technicznie czystego tytanu z dobrymi mechanicznymi własnościami w temperaturach do 300 °C;

679 — stop z dodatkami Sn, Zr, Al, Mo i Si. Odnacza się dużą wytrzymałością trwałą, dużą wytrzymałością na rozerwanie w temperaturze pokojowej i dużą odpornością na pełzanie w temperaturze 400–500 °C;

205 — przeznaczony do wyrobu blach i nadający się do obróbki cieplnej stop z zawartością 15% Mo. Może być kształtowany w stanie ciągliwym i wyżarzonym odpuszczająco, a następnie poddany starzeniu, w wyniku czego uzyskuje wytrzymałość na rozerwanie w temperaturze pokojowej 110–125 kG/mm²;

680 — stop z zawartością Sn, Al, Mo i Si. Wykazuje dużą wytrzymałość na rozerwanie w temperaturze pokojowej — 125–140 kG/mm² — i dużą odporność na pełzanie w temperaturach do 400 °C. Pozwala się łatwo kuć w temperaturze 800–900 °C;

Ex. 013 — stop o dużej wytrzymałości trwałej, zawierający Sn, Al, i Zr. W temperaturze pokojowej jest trochę gorszy od stopu 679, lecz wykazuje bardzo dużą odporność na pełzanie w temperaturach do 500–550 °C. Daje się kuć w temperaturach do 1100 °C i ma dobre własności spawalnicze.

Wymienione stopy tytanu znajdują zastosowanie w budowie samolotów angielskich i zagranicznych.

W. K.

SPAWANIE STRUMIENIEM LASEROWYM

Wśród licznych zastosowań strumienia laserowego znajduje się również spawanie. Idea spawania promieniami świetlnymi nie jest nowa i początkowo realizowana była za pomocą układów optycznych, skupiających promienie słońca — tzw. piece słoneczne. Jednakże ich duże wymiary, kłopotliwa eksploatacja i mała wydajność zmusiły do odstępstwa od tych prób. Maksymalna intensywność strumienia świetlnego, jaką udało się otrzymać, wynosiła mniej niż 10 kW/cm². Dopiero konstrukcja urządzenia laserowego spowodowała nawrót do poprzedniej idei. Natężenie strumienia przekraczające 10 mW/cm² w urządzeniach laserowych nie stanowi nic niezwykłego. Zastosowanie laserów rubinowych daje skupienie strumienia o średnicy 0,693 mikrona. Z jednego centymetra rubinu można uzyskać energię kilku dżuli. Impuls tej energii wydzielany jest w ciągu kilku milisekund. Uwzględniając średnicę pręta rubinowego rzędu 12 mm można osiągnąć energię kilkuset dżuli co przy krótkim czasie wyładowania daje moc około 10 000 W. Obecnie, dostępnymi środkami można tę moc skupić w punkcie o średnicy 0,3 mm wytwarzając natężenie mocy 10⁸ W/cm². Uwzględniając sprawność przemiany energii elektrycznej na energię świetlną, wynoszącą około 1% i szybkość ładowania ograniczoną dozwoloną temperaturą lampy, można uzyskać częstotliwość wyładowań wynoszącą około 10 1/sek. Warunki te umożliwiają prowadzenie eksperymentów z zastosowaniem omawianego urządzenia do spawania. Doświadczenia prowadzone przez firmy amerykańskie wykazały, że najkorzystniejsze natężenie strumienia jest takie, które daje temperaturę nieco poniżej punktu parowania. Stwierdzono jednocześnie, że parametry procesu mogą być ściśle utrzymane, co przy prawidłowym ich doborze gwarantuje poprawność złącza. Ustalono również optymalny charakter wyładowania, zgodny ze zjawiskami fizycznymi zachodzącymi w czasie tworzenia się złącza. Dotychczasowe wyniki prób wykazują dużo możliwości tej metody, szczególnie w zastosowaniu do materiałów trudnych spawalnych, egzotycznych i w stanie ulepszonym cieplnie. Spójny wykazują bardzo dobre własności wytrzymałościowe, a strefa nagrzania jest minimalna. Ograniczeniem w chwili obecnej jest wysoki koszt i stosunkowo niska wydajność. Należy jednak pamiętać, że są to pierwsze próby.

A. G.

Z LOTNICTWA KOMUNIKACYJNEGO

Francja i Wielka Brytania prowadzą — jak wiadomo — wspólne prace nad projektem naddźwiękowego samolotu pasażerskiego o $Ma = 2$, który zamiast w 9 godzin — jak obecnie — będzie przelatywał Atlantyk w 3 godzin. Model samolotu Super-Caravelle, „Concorde”, był wystawiony na paryskim Salonie Lotniczym 1963 r. Angielski minister lotnictwa ocenił projekt jako daleko zaawansowany i dający — po zrealizowaniu — widoki pokrycia poważnej części światowego zapotrzebowania na tego typu sprzęt komunikacyjny. Amerykańskie Linie Panamerican Airways zamówiły 10 samolotów „Concorde”. Ten rozwój sytuacji spowodował, że prezydent Kennedy, w obawie konkurencji, zażądał w swoim czasie kategorycznie od przemysłu lotniczego USA terminowej realizacji planu postępu, oświadczając równocześnie, że „Stany Zjednoczone zobowiązują się do zbudowania rentownego samolotu pasażerskiego o prędkości naddźwiękowej, który będzie najlepszy na świecie”.

Warto przytoczyć przewidywania konferencji ICAO (z 1960 r.) w zakresie komunikacji lotniczej.

1. W okresie 1957—1967 r. działalność lotnictwa komunikacyjnego podwoi się.

2. Przeloty na odcinkach ponad 3000 km osiągną 55% całej międzynarodowej działalności lotnictwa komunikacyjnego.

3. Cała komunikacja na odcinkach powyżej 3000 km będzie odbywać się za pomocą samolotów naddźwiękowych.

W przypadku, gdy spełnią się powyższe prognozy, ICAO określa następujące perspektywiczne zapotrzebowanie na naddźwiękowe samoloty komunikacyjne:

	1967	1970	1973
samoloty o prędkości $Ma = 2$	szt. 188	238	303
samoloty o prędkości $Ma = 3$	szt. 125	159	202

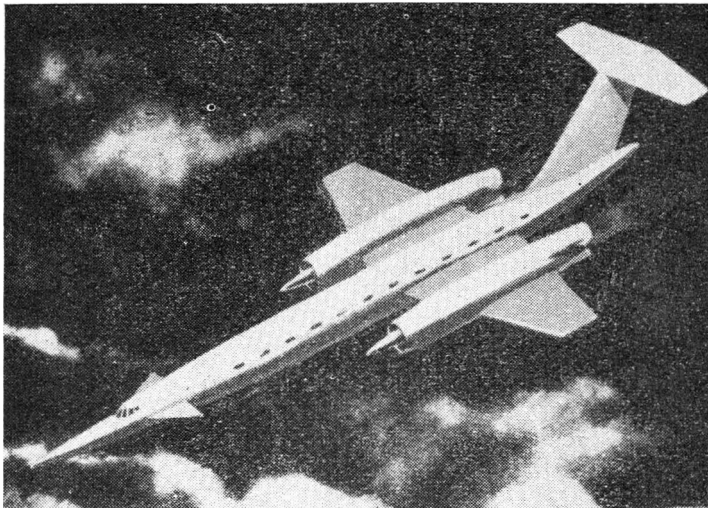
(zdaniem niektórych specjalistów zapotrzebowanie to będzie większe o 10—50%).

Razem z ideą samolotów naddźwiękowych powstał problem, jaką prędkość należy przyjąć dla projektów. Zakładano liczbę Macha od 1,5 do 7. Z analizy wynikało, że samolot o $Ma = 2$ można zbudować wychodząc z obecnego poziomu wiedzy i wprowadzić do eksploatacji w 1967 r. Zarówno ten wzgląd, jak również aspekt finansowy spowodowały, że kooperanci europejscy zdecydowali się na projekt samolotu o $Ma = 2$.

Bliższe dane o założeniach konstrukcyjnych, planach produkcyjnych oraz kalkulacjach finansowych samolotu Super-Caravelle zamieszczono w zeszycie 6/62 „Techniki Lotniczej” na str. 186.

Samolot o $Ma = 3$ w porównaniu z Super-Caravelle zapewnia tylko 20 minut oszczędności na czasie przelotu N. York—Paryż, co da zysk dziennie zaledwie 80-minutowy.

Jednak projekt anglo-francuski, jako oparty na dzisiejszym stanie nauki, wyczerpie wszelkie jej możliwości, nie tworząc podwalin dla dalszego rozwoju — a więc w 1967 r. będzie już praktycznie „przestarzały”. Ta argumentacja, jak również wielka a niebezpieczna niewiadoma, którą stanowią potencjalne możliwości nauki radzieckiej — skłoniły rząd Stanów Zjednoczonych do przyjęcia koncepcji budowy naddźwiękowca pasażerskiego o $Ma = 3$, z terminem wprowadzenia na linie w 1970 r.



Koszty prac naukowo-badawczych i budowy prototypu o ciężarze 120 ton preliminowano na 150 mln dolarów. Cena samolotu przy produkcji seryjnej 200 sztuk ma wynosić 9 mln dolarów (Super-Caravelle ma kosztować 7 mln dol.).

Załączone zdjęcia pokazują model samolotu Super-Caravelle ($Ma = 2$), który wejdzie na linie w 1967 r. oraz projekt naddźwiękowca Lockheed ($Ma = 3-3,5$), przewidzianego do eksploatacji w 1970 r.

* * *

Angielskie transkontynentalne i transoceaniczne linie (B.O.A.C*) planują wprowadzenie do rozkładu regularnych lotów od kwietnia 1964 r. czterosilnikowych samolotów Vickers VC10. Pierwsza partia dostawy wynosi 12 sztuk. Samoloty mają być wypróbowane w tropikalnych warunkach eksploatacji, w związku z czym początkowo obsługiwać będą linie afrykańskie (wersja: 16 miejsc w I kl. i 93 w kl. ekonomicznej). Z kolei wprowadzone będą na angielskie linie kanadyjskie i wreszcie południowoamerykańskie (wersja: 20 miejsc I kl.). VC10 ma w 1963 r. przejść 1000-godzinny program prób techniczno-użytkowych.

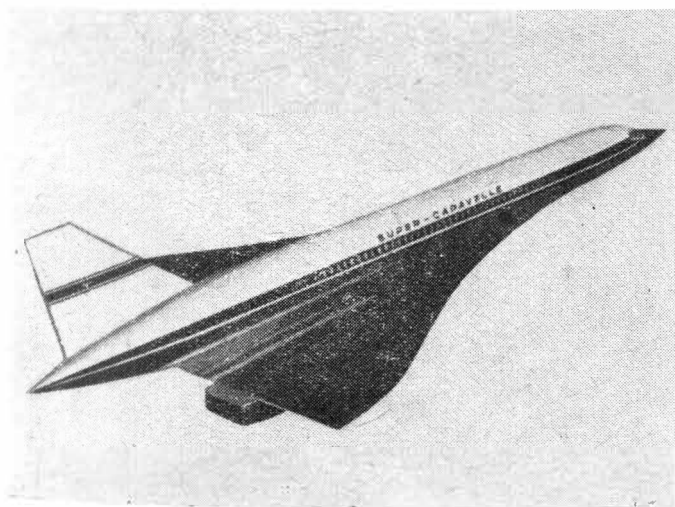
* * *

„Air France” — jako pierwsze na świecie przedsiębiorstwo komunikacji lotniczej — wprowadziło automatyczną rezerwację miejsc. Urządzenie nosi nazwę „Magnetronic Reservisor” i jest wyrobem amerykańskiej firmy Teleregister Corporation of Connecticut. System M. R. pozwala załatwić 12 000 zgłoszeń na godzinę, udzielając wszelkich informacji dotyczących żadanego lotu i mechanicznie rezerwując lub sprzedając potrzebny bilet.

* * *

Szereg większych przedsiębiorstw lotniczych, w dążeniu do podwyższenia komfortu podróży, przewozi pasażerów z hali dworcowej do samolotu. Zazwyczaj stosuje się samochody lub wagoniki z napędem silnikowym (jak np. w „Aeroflocie”). Ostatnio linie Western Air Lines wprowadziły w porcie Los Angeles do dyspozycji pasażerów

*) O przedsiębiorstwie tym, jego wielkiej sieci połączeń i olbrzymich deficytach, pisano obszerniej w zesz. 10/63.

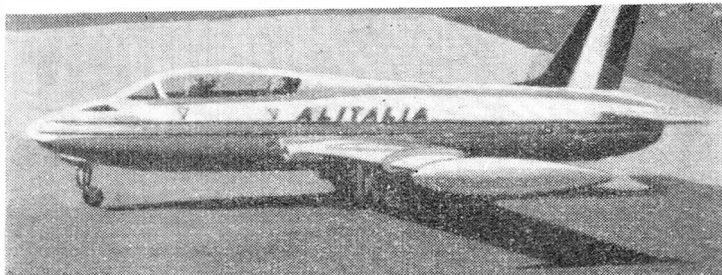




rów tzw. „pojazdy grzeczności” (courtesy cars), napędzane z baterii akumulatorów, czynne przez 18 godz. na dobę.

* * *

Włoskie linie lotnicze „Alitalia” wprowadziło szkolenie załóg na dwusilnikowym odrzutowym samolocie treninowym Macchi MB. 326.



Przedsiębiorstwo uważa, że ta forma szkolenia zapewni ekonomiczniejsze i lepsze przeszkolenie nowych kapitanów, aniżeli bezpośrednio na sprzęcie liniowym.

* * *

Air France otrzymało dalsze samoloty: siedem Caravelle i dwa Boeing tak, że obecny stan samolotów pasażerskich i transportowych wynosi: 33 Caravelle, 22 Boeing oraz 12 samolotów tłokowych, takich jak Super Constellation DC-4, DC-3 itd.

* * *

W 1923 r. powstała pierwsza regularna linia lotnicza Moskwa—Niżnij Nowgorod długości 400 km: przewozi 200 pasażerów. Dziś — w roku jubileuszowym 40-lecia — linie „Aeroflotu” liczą 400 000 km, zaś statystyka przewozu pasażerskiego wykazuje 35 milionów. 65% sprzętu liniowego stanowią samoloty turbośmigłowe i odrzutowe. „Aeroflot” obsługuje 29 linii międzynarodowych, samolotami dokonyują 1200 lotów dziennie.

Nowością radzieckiego lotnictwa komunikacyjnego jest „IL-62” mogący zabierać 182 pasażerów.

W ubiegłym sezonie do eksploatacji wszedł turbodrzutowiec „Tu-124”, który połączył Murzańsk z Moskwą i z Leningradem, skracając do połowy czas przelotu.

* * *

Na lotnisku Orly odbył się pokazowy lot Caravelle, mający na celu wykonanie kilku automatycznych lądowań. Urządzenia, dzięki którym Caravelle automatycznie lądując składają się: z automatycznego pilota typu standart L-10 Lear, zwykłego przyrządu do lądowania konstrukcji Lear-Sud-Aviation oraz bardzo precyzyjnego radio-wysokościomierza AHV produkcji T.R.T. Ostatni z tych przyrządów posiada następującą dokładność wskazań: od 0 do 30 m wysokości odchyłka wynosi ± 30 cm; działa na zasadzie modulacji częstotliwości i pracuje w zakresie 4200 do 4400 MHz.

Badania nad automatycznym lądowaniem rozpoczęła „Sud Aviation” przed dwoma laty.

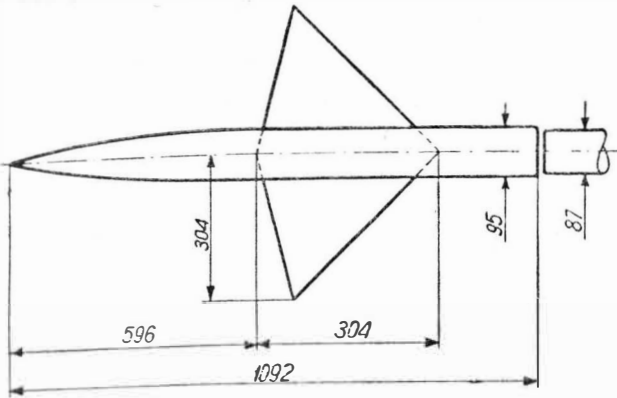
Z.

KRONIKA

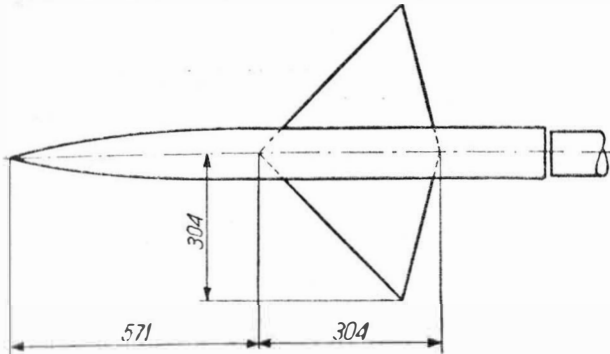
Ważniejsze sportowe zawody lotnicze w sezonie 1963 r.

Lp.	Nazwa zawodów	Gdzie się odbyły	Data	Ilość uczestniczących narodów	Lokata polskich zawod.		Nazwisko najlepszego polskiego pilota	U w a g i
					indywidualnie	drużynowo		
1	IX Szybowcowe Mistrzostwa Świata	Junin Argentyna	10—19.II	24	1	—	E. Makula (Warszawa)	2 wicemistrzem został J. Popiel
2	IX Szybowcowe Mistrzostwa Polski	Leszno	16.VI	1	—	—	J. Wróblewski (Bydgoszcz)	2 lokata — M. Gorzałak
3	Międzynarodowe Szybowcowe Mistrzostwa Węgier	Węgry	VII	3	1	—	A. Kmietek (Warszawa)	2 lokata — Rumun 5 lokata — Polak
4	XXX Szybowcowe Mistrzostwa USA	Harris Hill Stany Zjedn.	2—12.VII	6	3	—	A. Witek (Kielce)	Mistrzem został Amerykanin
5	XV Szybowcowe Mistrzostwa Kanady	Hawkesbury Kanada	16—25.VII	6	2	—	A. Witek	Mistrzem został Kanadyjczyk
6	III Jeżowskie Zawody Szybowcowe „O puchar Skrzydlatej Polski”	Jeżów Sudecki k. Jeleniej Góry	18.VIII—1.IX	1	—	—	A. Bański (Warszawa)	Przedstawiciel Węgier — startował poza konkursem
7	IX Samolotowe Mistrzostwa Polski	Krywlany k. Białegostoku	9—30.IX	1	—	—	Z. Dudzik — A. Koskowski (Warszawa)	Wicemistrz: R. Kasperek — H. Jaworski (Świdnik)
8	Międzynarodowe Zawody Samolotowe w Akrobacji	Moskwa	VII	7	3	III	S. Kasperek (Świdnik)	1 lokata indywidualnie i drużynowo — ZSRR
9	Międzynarodowe Zawody Samolotowe w Akrobacji	Magdeburg NRD	2—8.IX	5	6	III	St. Strzelecki (Zielona Góra)	1 lokata indywidualnie i drużynowo — CSRS
10	IV Samolotowe Mistrzostwa Polski w Akrobacji	Stalowa Wola	17—23.VI	1	—	—	S. Kasperek (Świdnik)	2 lokatę otrzymał S. Studencki
11	Międzynarodowe Zawody Spadochronowe	Schönhausen NRD	15—22.VI	4	3	III	S. Czerwonka	1 lokata CSRS
12	Międzynarodowe Zawody Spadochronowe „O puchar Adriatyku”	Jugosławia	24.VIII—1.IX	16	4	III	A. Zalesiński (Kraków)	1 lokata CSRS

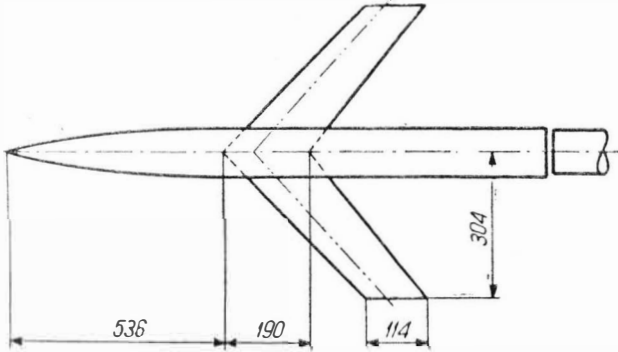
Rys.1 Kombinacja kadłuba cylindrycznego ze skrzydłem w rodzaju odwróconej delty (skrzydła nieposiadające skosu)



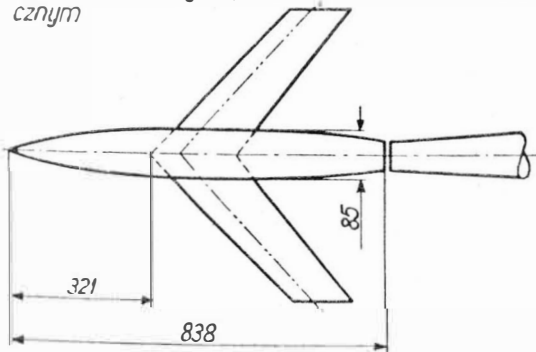
Rys.2 Kombinacja kadłuba cylindrycznego i płata typu delta



Rys.3 Płat skośny w połączeniu z kadłubem cylindrycznym.

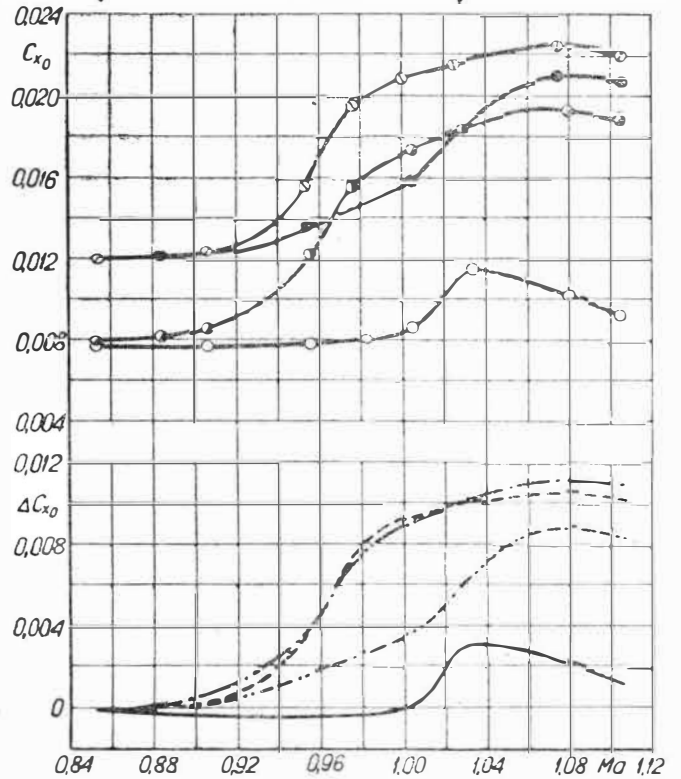


Rys.4 Płat skośny w połączeniu z kadłubem niecylicydrnym

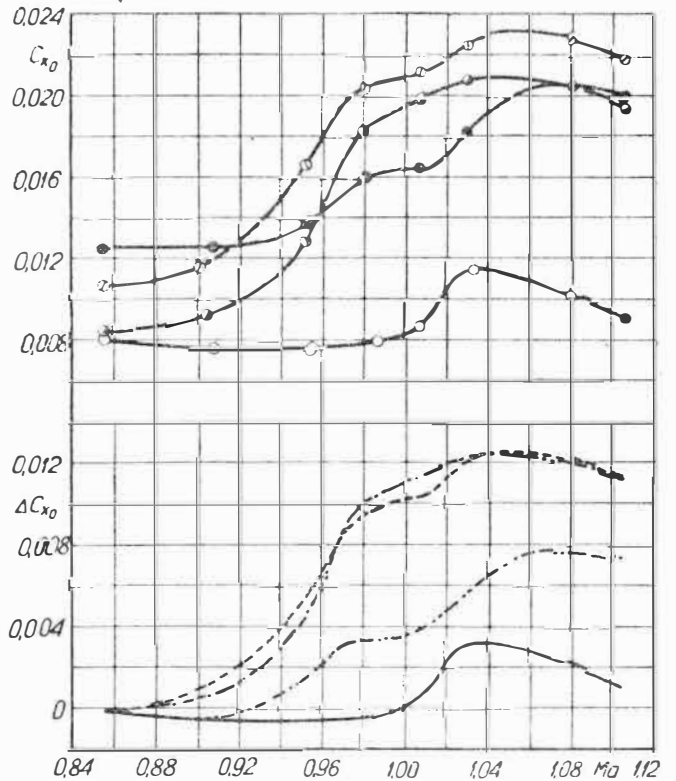


UWAGA:
Dotyczy rys. 5, 6, 7, 8
 C_{x_0} - współczynnik oporu przy $C_z=0$
 ΔC_{x_0} - przyrost współczynnika oporu w stosunku do wartości przy $Ma=0,85$

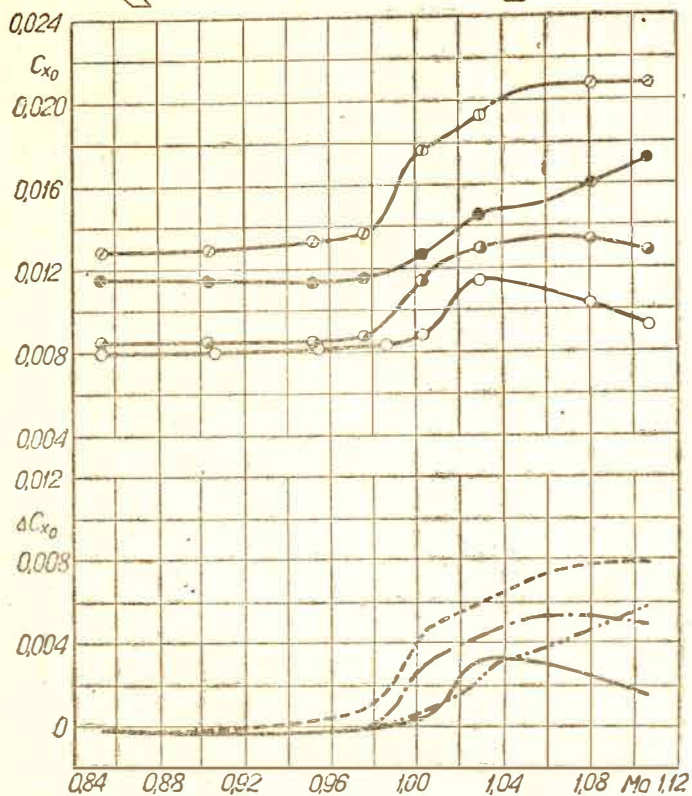
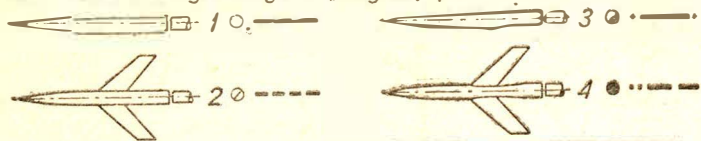
Rys.5. Porównanie zależności oporu od liczby Macha dla kombinacji kadłuba cylindrycznego i skrzydła delta z odpowiednimi zależnościami uzyskanymi dla samego kadłuba wyjściowego i zmodyfikowanego, oraz kombinacji tego skrzydła i kadłuba zgodnego z „regułą pół”



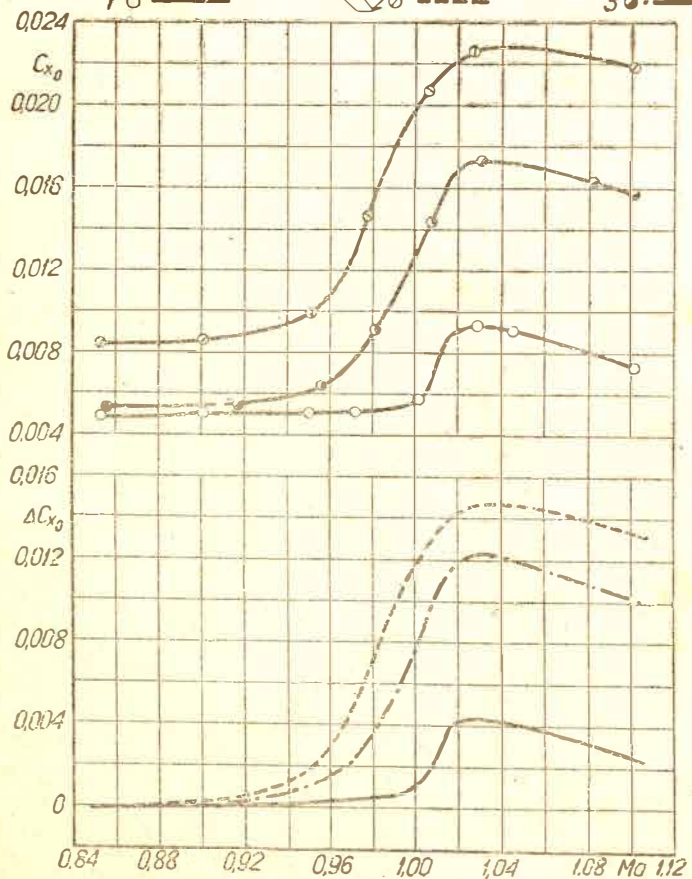
Rys.6. Porównanie zależności oporu od liczby Macha dla kombinacji kadłuba cylindrycznego i skrzydła delta z odpowiednimi zależnościami uzyskanymi dla samego kadłuba wyjściowego i zmodyfikowanego, oraz kombinacji tegoż skrzydła i kadłuba zgodnego z „regułą pół”



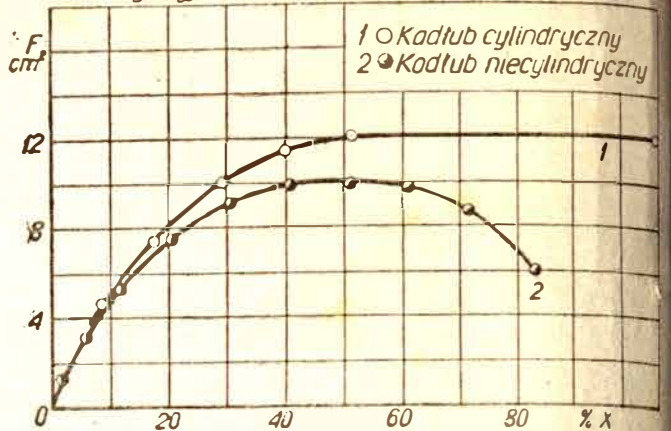
Rys. 7. Porównanie zależności oporu od liczby Macha dla kombinacji kadłuba cylindrycznego i skrzydła skośnego z odpowiednimi zależnościami uzyskanymi dla samego kadłuba wyjściowego i zmodyfikowanego, oraz kombinacji tegoż skrzydła dla i kadłuba zgodnego z „regółą pół”



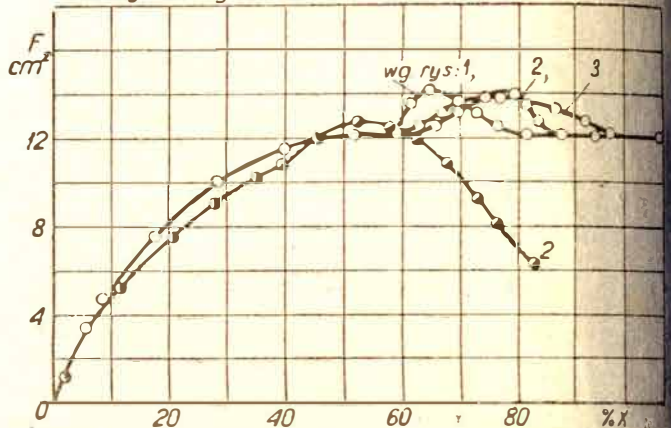
Rys. 8. Porównanie zależności oporów od liczby Macha dla kombinacji kadłuba niecylindrycznego i skrzydła skośnego z odpowiednimi zależnościami uzyskanymi dla samego kadłuba wyjściowego i zmodyfikowanego.



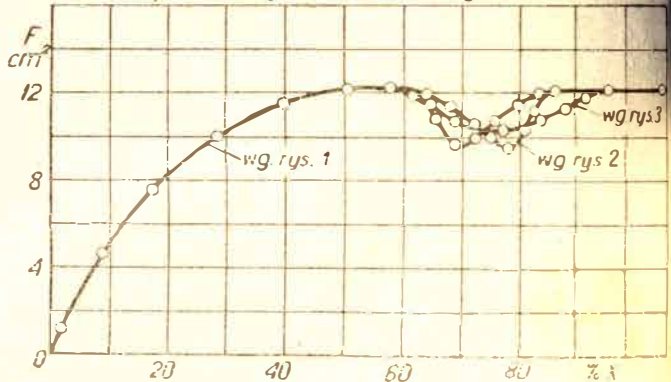
Rys. 9. Porównanie rozkładu powierzchni przekroju poprzecznego wzdłuż osi podłużnej kadłubów: wyjściowego, zmodyfikowanego oraz zbudowanego w oparciu o „regółę pół”



Kadłuby zmodyfikowane



Kadłub zbudowany w oparciu o „regółę pół”



Rys. 10. Porównanie zależności oporu od liczby Macha dla samolotu o geometrii podłużniakowej i dwumiejscowej.

